

Lya/acy

H/S

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

CENTRAL INTELLIGENCE AGENCY

This material contains information affecting the National Defense of the United States within the meaning of the Espionage Laws, Title 18, U.S.C. Secs. 793 and 794, the transmission or revelation of which in any manner to an unauthorized person is prohibited by law.

S-E-C-R-E-T

25X1

COUNTRY	Bulgaria	REPORT	
SUBJECT	Transmittal of Bulgarian Publications	DATE DISTR.	27 October 1960
		NO. PAGES	1
		REFERENCES	RD

DATE OF INFO. 25X1

PLACE & DATE ACQ.

SOURCE EVALUATIONS ARE DEFINITIVE. APPRAISAL OF CONTENT IS TENTATIVE. 25X1

1. 25X1
Bulgarian military and scientific publications:

a. K. A. Gilzein, Ot Raketa Do Kosmicheskaya Korab (From the Rocket to the Space Ship). Sofia, Military Publishing House, 1957. This is a translation of the book in Russian, Ot Rakety Kosmicheskogo Korablya, published in 1955.

L. Mitrani, Atomna Fizika (Nuclear Physics). Sofia, "Nauka I Izkustvo" Publishing House, 1957.

D. Stefanov and D. Dilov, Naruchnik Po Voenno-Inzhererno Delo (Instruction in Military Engineering). Sofia, "Meditina I Fizkultura" Publishing House, 1960.

2. When detached from the covering memorandum, the publications are unclassified. 25X1

25X1

31

S-E-C-R-E-T

25X1

STATE	X	ARMY	X	NAVY	X	AIR	X	NSA	X	FBI				
(Note: Washington distribution indicated by "X"; Field distribution by "#".)														

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

К.А.Гицун

ОТ РАКЕТАТА
ДО КОСМИЧЕСКИЯ
КОРАБ



ДЪРЖАВНО ВОЕННО ИЗДАТЕЛСТВО

Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8

К. А. ГИЛЗИН
КАНДИДАТ ПО ТЕХНИЧЕСКИТЕ НАУКИ

ОТ РАКЕТАТА
ДО КОСМИЧЕСКИЯ
КОРАБ

1957
ДЪРЖАВНО ВОЕННО ИЗДАТЕЛСТВО ПРИ МНО

Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8

В книгата в научно-популярна форма са обяснени принципите на работа и устройството на реактивните двигатели, които работят с твърдо и течно гориво. Дадено е описание на двигателите за стратосферна ракета и ракетен самолет. Показвани са възможностите за използване на ракетните двигатели в авиацията и артилерията. Посточени са пътищата и перспективите за по-нататъшното развитие на ракетните двигатели. Разгледани са проблемите за използването на атомната енергия в ракетната техника, както и възможностите за междуplanetno летене с ракетни двигатели.

Настоящата книга е второ преработено издание на книгата „Ракетные двигатели“, излязла на руски през 1950 година.

К. А. Гильзин
ОТ РАКЕТЫ ДО КОСМИЧЕСКОГО КОРАВЛЯ
Оборонгиз — 1955



ЗА КАКВО СЕ РАЗКАЗВА В ТАЗИ КНИГА

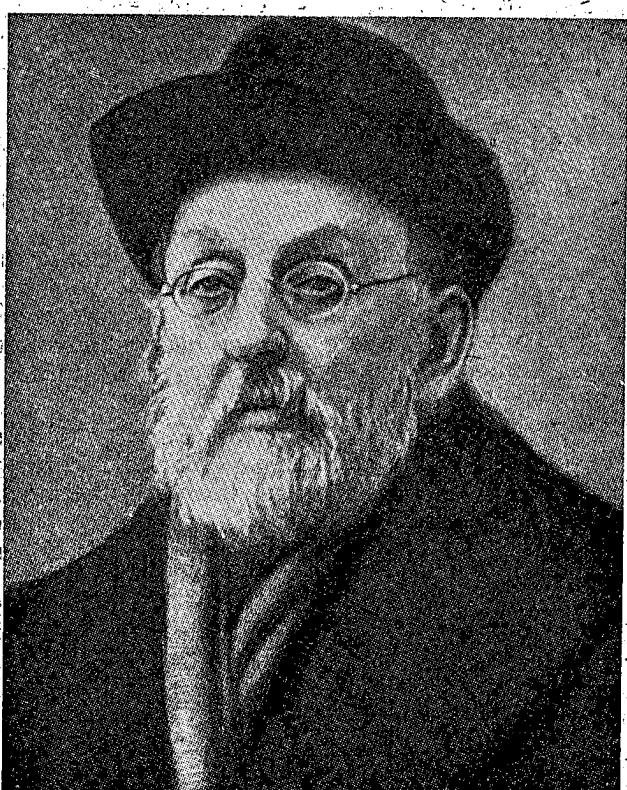
Реактивната техника е едно от най-забележителните научно-технически постижения на нашето време. Тя предполага използването на двигатели от съвършено нов тип, които развиват извънредно големи мощности и осигуряват летене с огромни скорости.

Съветската страна заема члено място в развитието на реактивната техника, извоювано с труда на редица бележити руски учени, изобретатели и изследователи и на първо място световно-известните трудове на руския учен К. Е. Циолковски. Преди половин век той разработи за пръв път в историята на световната наука основите на теорията за реактивното движение.

Първият в света самолет с течно-реактивен двигател излетя в небето, управляван от съветски летец. Страшното реактивно оръжие, създадено от съветските конструктори, си извоюва световна слава през годините на Великата отечествена война.

Реактивните самолети от разни типове радват със стремителния си полет стотици хиляди московчани на ежегодните традиционни празници в Тушино.

Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8

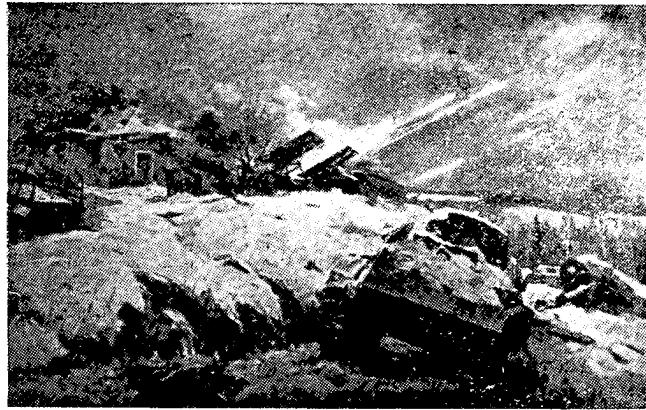


К. Е. Циолковский (1857—1935)

Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8

От реактивната техника, от устройството, особеностите и използването на реактивните двигатели и от перспективите за бъдещото им развитие се интересуват широките кръгове от трудещите се.

Напоследък са създадени и се използват най-различни видове двигатели. Едни от най-интересните и перспективни измежду тях са така наречените ракетни двигатели, на които е посветена тази книга.



Отговорът на гвардейските минометчици
Картина от художника Усипенко

За работата на ракетните двигатели не е необходим атмосферен въздух. По това те се различават от така наречените въздушно-реактивни двигатели, които намериха широко приложение в съвременната реактивна авиация. Благодарение на особеностите им ракетните двигатели могат да се използват в безвъздушно пространство, което

ги прави двигатели на бъдещето, двигатели, с които може да се лети на големи височини и които могат да се използват за космически кораби, за летене в безкрайното световно пространство, между планетите на слънчевата система и може би далеч зад нейните граници.

Ракетните двигатели даже и сега намират най-широко приложение както за мирни, така и за военни цели.

Ето няколко примера.

... Това се случило през Великата отечествена война. Разузнаването съобщило, че в района на едно село хитлеристите концентрират войски. През цялата дълга зимна нощ по пътищата към селото вървяла пехота, движели се камиони с войници, буттели мотори. Окупаторите завършвали последните си приготовления, за да ударят на разсъмване във фланг настъпващите съветски дивизии. Те били сигурни в успеха си, нищо не можело да попречи на подгответния удар. В този участък от фронта съветските войски нямали артилерия, която да може да разпръсне струпаниите противникощи войски.

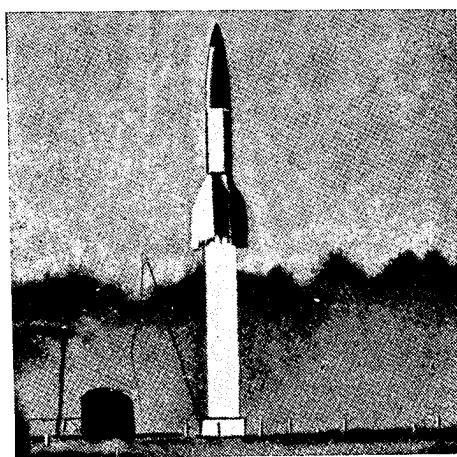
Катастрофата дошла неочеквано. Стотици огнени мечове като мълнии разсекли небето. Залповете следвали един след друг, снарядите падали гъсто — бурята от стомана и огън помитала всичко по пътя си. Голямата хитлеристка групировка била унищожена с кратковременен удар. Когато заели селото, съветските воини видели много разбити и опожарени танкове, оръдия, автомобили, трупове по снега и десетки треперещи хитлеристи с вдигнати ръце и застинало изражение на ужас в очите.

Съветските войски в това село наистина нямали оръдия. Каква сила тогава е вдигнала във въз-

духа и е стоварила върху завоевателите хилядите смъртоносни снаряди?

Това бил един от многото огневи налети на гвардейските миномети, прославените съветски „катюши“. Всеки снаряд-мина на този миномет се движи от ракетен двигател.

Именно за този вид двигатели се разказва в книгата.



Старт на стратосферна ракета

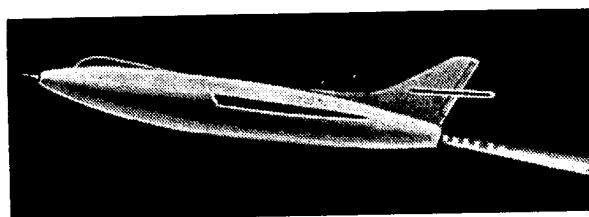
... Късно вечерта на 5 август 1943 г. стотици хиляди московчани, притали дъх, слушаха по улиците от високоговорителите историческата заповед на върховния главнокомандуващ за разгрома на хитлеристките войски при Курската дъга. Всички чувствуваха, че тази победа е начало на великото контрастъпление, което ще завърши само в Берлин.

Развълнуваните московчани не напускаха улиците, поздравяваха се един друг с победата. Последни минути — иeto че блеснаха пурпурни светкавици, залпът от стотиците оръдия на първия победен салют разтресе въздуха над съветската столица. За миг небето над Москва се преобрази. Хиляди разноцветни огньове — червени, жълти, зелени и бели — пламнаха високо над Кремълските кули, над улиците и площадите на Москва, за да се изсипят веднага в чудесни гроздове от падащи звезди. Стотици разноцветни прожекторни лъчи, кръстосващи във всички посоки нощното небе, допълваха величествената картина на победния салют. Колко скъпки станаха оттогава на всички съветски хора тези огньове в нощното небе на родината!

Каква сила издига тези ярки огньове високо към небето в празничния за съветския народ ден? Тази сила е ракетният двигател. За него също ще бъде разказано в книгата.

... На полигона на метеорологический институт се правят последните приготовления за пускане на тежка стратосферна ракета. Ракетата е поставена вертикално в пусковото устройство, готова за гигантския скок в стратосферата. Отдалеч ракетата изглежда като играчка, мащар нейните размери да не са чак толкова малки — дължината на ракетата достига почти 15 метра, а теглото ѝ е 13 тона. Цялото предно отделение на ракетата е заето от различни автоматически, сложни и точни уреди — те ще проучват горните пластове на атмосферата, ще вземат пробы от въздуха на големи височини, ще зарегистрират състава на космическите лъчи и ще извършват още много разни други наблюдения. След това отделението с уредите ще се спусне на земята с парашут.

Всичко е готово. Сигнал — и огнен сноп излиза от долната част на ракетата; ракетата потрепва и бавно се отделя от земята. Тя се понася нагоре все по-бързо и по-бързо. Скоро ракетата изчезва в безоблачното небе, оставяйки зад себе си дълга димна следа. Минават минута-две и ето че радиостанцията на института приема сигнали от радиопредавателя, поставен на ракетата: вече е достигната височина 100—150—200 км!



Ракетен самолет в полет

Каква могъща сила тласка тежката ракета толкова високо в небето? Нали снарядите от най-тежки оръдия и балоните пилоти, които доскоро бяха „рекордьори“ на височина, не са достигали повече от 40—42 км.

Ракетата се носи във височините от мощн ракетен двигател. И за него също ще бъде разказано в тази книга.

... От хангара излиза самолет. Той се различава от другите самолети, които се намират на бетонните площадки и в хангарите на летището. Източен като стрела, със заострен нос, този самолет сякаш е роден за невижданни още скорости.

Самолетът е вече на старта. Махване с флагче — и той почти от място, без засилване, като свещ

се устремява към небето. След миг той вече не се вижда. Но ето че след малко се появява отново, за да оглуши всичко със своя мощен рев, с огромна скорост профучава над главите на учудените зрители и отново изчезва зад близката горичка в края на летището.

Отново и отново като стрела преминава бързо невижданите самолет, стремителните фигури от висш пилотаж се сменят една след друга и най-после самолетът е пак на земята.

Уморен и щастлив, летецът се запътва към групата конструктори и инженери, които го очакват пред хангара. Летецът знае, че тези външно спокойни хора чакат с нетърпение неговата присъда и... не издържа—още отдалеч протяга ръка с тържествено вдигнат палец.¹ Да, на такъв самолет може да се лети по-бързо от звука! Може, защото този самолет има ракетен двигател.

И за този двигател се разказва в книгата.



¹ Така русите изразяват понякога голямото си задоволство от нещо.



ГЛАВА I
ЩО Е ПРЯКА РЕАКЦИЯ

Ако вземете метрото, а след това пропътувате около половин час с тролейбус по автомагистрала Москва—Ленинград, ще стигнете до едно от любимите места за почивка на московчани — Химкинското водохранилище, начало на Московския канал.

Лете в слънчев празничен ден тук е особено оживено. Въпреки сравнително ранния час във водохранилището има вече много любители на водния спорт и такива, които са дошли да починат сред природата. Яркото слънце, чистият ароматен въздух, огледално гладката вода, в която се отразява високият връх на Химкинската речна гара, зелените горички и гранитните брегове на канала са чудесни места за почивка.

Но да се вгледаме по- внимателно в оживеното движение на водохранилището. На причудливо извитата кула на водния стадион „Динамо“ се е изкачил спортист. Скок — за миг изглежда, че фигурата е замръзнала във въздуха, а след това скачащият безшумно се потапя във водата — отлична „лястовица“. По водните коридори на стадиона плувци изprobват своите сили.

Тихо се плъзга по водата яхта красавица, лекият ветрец надува триъгълното ѝ платно. Из-преварвайки я, пред нея излиза тясна, стремителна състезателна лодка осморка; ритмично; по команда на кормчията (рулевия) греблата се отпускат във водата, за да тласнат след това енергично лодката напред.

От кея на пристанището бавно се отлепва белоснежен моторен кораб. Той вози екскурзионти по канала. Над самата палуба на кораба прелетява водосамолет, неговите плувци вече докосват водата, отново заревават моторите и водосамолетът започва да рулира към мястото си.

Всичко е в движение... Обаче колкото и разнообразно да е това движение, ние знаем, че то се управлява от общи закони, известни като основни закони в механиката — науката за движението.

Ето например плувецът е направил от кулата скок „лястовица“. Привлича го във водата силата на земното притегляне. Ако тази сила липсваше, спортистът щеше да увисне във въздуха.

Яхтата се движи, понеже вятърът надува нейните платна; щом той утихне и платната спаднат, яхтата спира.

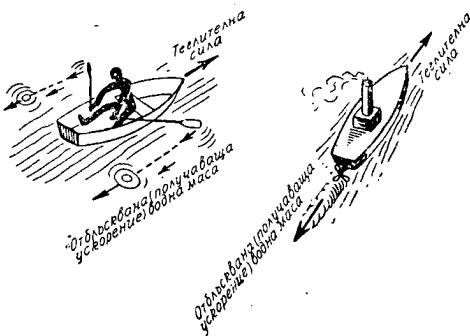
И плувецът, и яхтата се движат под действието на сили. Освен това не е трудно да се види, че и в двата случая общо за външното действие е това, че то не зависи от движещите се тела. Такива външни сили не могат да задоволяват например инженер, който трябва да създаде самодвижещо се транспортно средство. Естествено, понякога е уместно да се използват и такива сили. Така например платноходите дълго време са били единственото средство за пътуване по море. Циолковски предлагал да се използват

при космическите пътешествия силите на налягането на слънчевите лъчи върху междупланетния кораб. Обаче много по-удобни изглежда са такива сили, големината и посоката на които могат да се менят по желание.

Каква сила движи лодката, която се плъзга по гладката водна повърхност? Очевидно е, че тази сила се създава от гребците: вдигнат ли се греблата, лодката спира. Гребците потапят греблата във водата и с резки тласъци като че ли се отблъскват от нея. Силата на тласъка се изразходва, за да се отхвърли водната маса, загребана от веслата с известна скорост назад, срещу движението на лодката. Но по закона за равенството между действието и противодействието същата сила тласка лодката напред. Тук за пръв път се сблъскваме с реактивния ефект — лодката се движи благодарение силата на реакцията на отблъсната водна маса („реакция“ е латинска дума, която означава противодействие — обратен тласък).

Освен това тук може да се види още едно характерно обстоятелство. Работата, необходима за предвиждане на лодката, се извършва от гребци; в дадения случай те представляват „двигателят“. Обаче само гребците са още недостатъчни, за да може лодката да се движи: необходими са гребла за създаване на силата, която тласка лодката. Затова греблата тук представляват „двигателят“. Характерно е именно наличието на два елемента, необходими в дадения случай за движението — двигател и движител. Двигателят (гребците) развиват необходимата за движението мощност, т. е. извършват необходимата работа. С помощта на движителя (греблата) мощността на двигателя се използва за създаване на сила, без която е невъзможно движението (тази сила често се на-

рича теглителна или просто тяга). Тъй като водата се отблъска не от самия двигател, а от специален движител, то и създаващата движението реактивна сила е приложена не направо към двигателя, а към движителя; затова в такъв случай поникога се казва, че имаме движение вследствие „непряка“ реакция.



Фиг. 1. И лодката, и параходът се движат от реакцията на отблъскваната вода

Лесно е да се види, че между движението на малката лодка и гигантския параход в този смисъл няма никаква принципна разлика. Вместо гребци, които да движат лодката, в машинното отделение на кораба са поставени мощнни двигатели, а вместо гребла зад кърмата на кораба пенят водата огромни гребни винтове. Гребните винтове отблъскват с голяма скорост назад огромни количества вода. По този начин се развива голяма реактивна сила, с която отблъскваната вода действува върху гребните винтове и тласка парахода напред. И тук двигателят и движителят са разделени, и тук

реактивната сила е приложена към движителя, а не направо към двигателя.

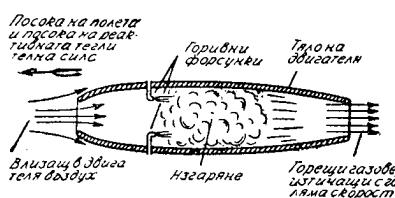
Но и самолетът, който ние видяхме над водохранилището, се движки във въздуха така, както и параходът във водата. Двигателят на самолета върти въздушното витло, което представлява движител. Реакцията (и тук непряка) на отблъсквания от витлото въздух тласка самолета напред.

Доскоро предвижването по вода и по въздуха се извършваше предимно по подобен начин. Но след това беше направена голяма крачка напред и се появиха двигатели с пряка реакция, или просто реактивни двигатели, т. е. такива двигатели, които сами непосредствено отхвърлят масата на веществото, като с това създават реактивна теглителна сила. Затова такива двигатели не се нуждаят от специален движител. Това свойство на реактивните двигатели ги прави особено ценни за големите скорости на летене, понеже с увеличаване на скоростта известните ни движители (въздушните витла) започват да работят неефикасно, растат загубите на мощност в движителя, поради което се намалява теглителната сила, а заедно с нея и скоростта на движението.

Другояче стои въпросът с двигателите с пряка реакция — реактивните двигатели.

Един от най-простите реактивни двигатели е правопоточният въздушно-реактивен двигател. Той представлява тънкостенна метална тръба, която е стеснена в двета си края (фигура 2). Когато такъв двигател се движки с голяма скорост в атмосфера, през предното отвърстие в него навлиза въздух. В средната част на двигателя в навлизащия въздух се впръска гориво и образуващите се вследствие изгарянето на горивото горящи газове изтичат през задния отвор на двигателя в

атмосферата. Скоростта на горящите газове, които изтичат от двигателия, е по-голяма, отколкото скоростта на влизания в него студен въздух, т. е. при преминаването през двигателия скоростта на въздуха (газовете също могат да се считат за въздух, само че нагрят) се увеличава. Вследствие на това въздушната струя, която преминава през двигателия, му оказва реактивно действие, т. е. създава реактивна теглителна сила. Ясно е, че в този случай силата на реакцията вече е приложена към самия двигател — това е двигател с пряка реакция.

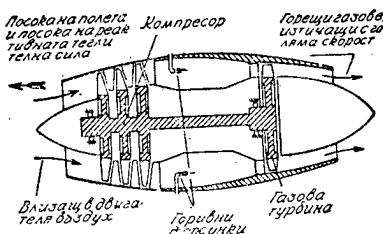


Фиг. 2. Схема на правопоточен въздушно-реактивен двигател. Този двигател е с пряка реакция, тъй като масата, която създава реактивна тяга (газове), се отблъска от самия двигател

По този принцип работят и двигателите на съвременните реактивни самолети, т. н. турбореактивни двигатели. Само че в тях за сгъстяването на въздуха, необходимо, за да може двигателят да развие по-голяма теглителна сила, като изразходва малко гориво, служи специален компресор, който се движи от газова турбина (фиг. 3). В турбореактивните двигатели реактивната сила е приложена към самия двигател; това са също двигатели с пряка реакция.

Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8

Но както и преди, в тези два двигателя ^{реактивни} ната сила се създава в резултат на отблъскването на въздушната маса, в която двигателят се премества. Разликата е само в това, че отблъскването на въздуха се осъществява не от витлото, а от самия двигател. Окръжаващата двигателя среда — въздухът — е необходим за работата на всеки въз-



Фиг. 3. Схема на турбо-реактивния двигател. Това е също двигател с пряка реакция. Турбо-реактивните двигатели са основните двигатели на съвременната реактивна авиация

душно-реактивен двигател, тъй като кислородът от въздуха осигурява изгарянето на горивото в двигателя.

Естествена беше следващата крачка в развитието на двигателите с пряка реакция: създаването на двигател, работата на който съвсем да не зависи от околната среда. Такъв двигател, който създава теглителната сила като реакция на отблъскваните частици на собствената маса на движещия се апарат, по-точно на масата на газовете, получени при изгарянето на топливо¹, на-

¹ Топливо — смес от гориво и окислител при ракетните двигатели.

Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8

За илюстриране принципа на движението под действието на реакцията на отблъскваните частици от собствената маса, можем да си представим в същото водохранилище необикновена и неудобна лодка с поставено на нея оръдие, което стреля назад, през кърмата. Изстрелът и налягането на барутните газове отблъскват снаряда, който из-

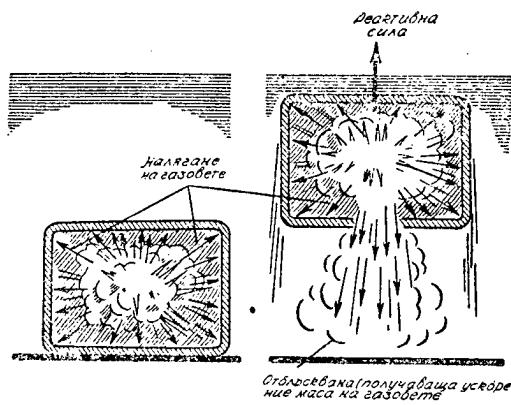


Фиг. 4. Лодката също се движжи от пряката реакция на отблъскваната маса. Но тук вече отблъскваната маса се намира на самата лодка снаряди, ще бъде изхвърлена с цел да се създаде реактивна сила.

Разбира се, няма нужда да се стреля със снаряди. Същият ефект може да се получи, ако от оръдието изтичат с голяма скорост газове — продукти от

¹ Думата „ракетен“ произлиза от италианското „raccetto“, което означава вретено, прът. Този термин се обяснява с това, че първите ракети (фойерверкните) по своя външен вид са наподобявали действително вретено, като обикновено за устойчивост, на лестенето са били снабдени с дървено вретено. Именно ракетите, използвани в миналото в Китай, представляват първите реактивни двигатели, докато въздушно-реактивните двигатели се появиха едва през последните години.

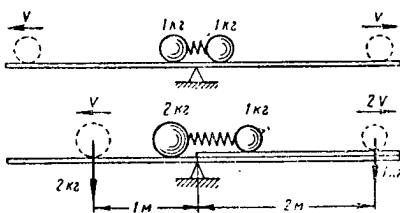
изгарянето на барута или някакво друго вещество. Важното е само това изгаряне да става без участието на атмосферния въздух. Отблъскваната маса газове създава реактивна сила, благодарение на която може да бъде осигурено предвиждане както във въздуха, така и в безвъздушно пространство. Това свойство прави ракетния двигател единствено годен за движение във високите атмосферни пластове и извън стратосферата (фиг. 5).



Фиг. 5. Принцип на действието на реактивния двигател. Неподвижният съд започва да се премества под действието на реактивната сила, която се образува в резултат на отблъскването на газовете, намиращи се в съда (отблъскваната се „собствена“ маса, в случая лодката, е показана на фиг. 4)

Принципът на праяката реакция често се обяснява, като се използва познатата от механиката теорема за движението на центъра на тежестта. Съгласно тази теорема вътрешните сили, които

действуват в системата на телата, не могат да изменят положението на центъра на тежестта на тази система. Лесно е да се разбере, че това е действително така. Едва ли например би се намерил смелчага, който да оспори известната народна поговорка „човек не може да се вдигне сам за косите“. Да си представим две еднакви метални топки по един килограм, които лежат на пластинка, уравновесена върху острие на нож (фиг. 6). Между



Фиг. 6. Към теоремата за движението на центъра на тежестта. Топките се търкалят в различни посоки, така, че равновесието на пластинката да не се наруши. Тази теорема позволява да се определи скоростта на ракетата

топките се намира спирална пружина. Отначало тази пружина е свита, а след това започва да се разтяга. Силата на еластичността на пружината (вътрешната сила на системата) ще действува и върху двете топки, които вследствие на това ще започнат да се движат в противоположни посоки. Но това движение на топките няма да бъде произволно: топките трябва да се движат така, че пластинката да продължава да бъде в равновесие; това ще значи, че центърът на тежестта на системата не е изменил своето положение. Затова скоростите

и на движението на двете топки трябва да бъдат еднакви, тъй като са еднакви и техните маси.

Положението не се изменя, ако едната топка бъде по-тежка от другата, например два пъти, т. е. техните тегла да бъдат равни на 1 и 2 кг. Само че сега, за да се запази равновесието на пластинките, голямата топка трябва да се движи със скорост, два пъти по-малка, отколкото малката топка, тъй като само в този случай центърът на тежестта в системата ще остане в своето първоначално положение; така ще бъде спазено правилото на лоста — произведенията от силите по рамената вляво и вдясно от опорната точка да бъдат еднакви.

Същият закон важи и за ракета, която се движи в безвъздушно пространство. Действието в този случай, когато липсва съпротивителната сила на въздуха, скоростта на движението на ракетата под влиянието на реактивния ефект на изтласкваната газова струя ще бъде толкова пъти по-малка от скоростта на газовете, колкото пъти масата на ракетата е по-голяма от масата на тези газове. Всяка молекула в изтласкваната струя може да се сравни с малката топка, а самата ракета — с голямата топка от фиг. 6. Разликата в масите в този случай е огромна, но затова пък и количеството на непрекъснато отблъскваните молекули е огромно, така че в края на краищата скоростта на ракетата може да стане напълно съизмерима със скоростта на отблъскваните газови молекули.

Принципът на движение с помощта на прямата реакция е отдавна известен на човечеството. По някои данни преди повече от 2000 години са били създадени движещи се модели, които са използвали прямата реакция на струя от изтичаща пара (за тяхен автор се смята Александрийският

мъдрец Херон); преди стотици, а може би и хиляди години в Китай са се използвали ракети, действуващи на същия принцип. Обаче едва в ХХ век, благодарение на трудовете на руските учени, и преди всичко на К. Е. Циолковски, беше създадена теорията за двигателите с пряка реакция и бяха разработени първите проекти на ракетни двигатели за авиацията и далечната ракетна артилерия, а в последните десетина години тези двигатели си извоюваха правото на съществуване и получиха широко и разнообразно приложение.

К. Е. Циолковски създаде нова глава в механиката — науката за движението, като разработи теорията за движението на тела с променлива маса. Класическата механика боравеше само с тела с постоянна маса, а движението на ракетите, т. е. на телата с ракетни двигатели и следователно с изменяща се през време на движението маса, не можеше да се изучи само въз основа на законите на тази механика. Циолковски изведе знаменитата „ракетна формула“, която е известна в целия свят под името формула на Циолковски и която дава възможност да се определи крайната скорост на ракета, ако са известни скоростта на изтичане на газовете и отношението между началото и крайното тегло на ракетата.

Голям принос в разработването на механиката на телата с променлива маса даде известният руски учен Иван Всеволодович Мешчерски (Циолковски е работил почти едновременно с Мешчерски, но независимо от него). Над научните проблеми на теорията за реактивното движение е работил и бащата на руската авиация Николай Егорович Жуковски и много други руски учени.



ГЛАВА II

СВОЙСТВА НА РАКЕТНИЯ ДВИГАТЕЛ

ТЕГЛИТЕЛНА СИЛА НА РАКЕТНИЯ ДВИГАТЕЛ

Ние вече знаем основните свойства на ракетния двигател: Първото му свойство е това, че в него липсва специален движител. Той е заместен от самия двигател. Това е възможно, понеже теглиителната сила представлява реакция на газовите частички, отблъсквани от самия двигател. Това използване на принципа на пръката реакция е характерно за всички реактивни двигатели.

Второто му свойство се състои в това, че за създаването на реактивна струя се използва масата на самия летателен апарат, по-точно масата на топливото, което се намира на самия апарат. Това свойство, което прави двигателя независим от околната среда, отличава ракетния двигател от другите видове реактивни двигатели.

Другите свойства на ракетния двигател са по същество следствие от тези основни свойства.

Така второто основно свойство определя характера на топливото, с което ракетният двигател работи. Ние казваме „топливо“, като имаме предвид, че ракетният, както и всеки друг реактивен

двигател, е топлинен двигател, т. е. извършива механична работа, като използва топлинната енергия, която се намира в топливото и която се отделя в резултат на химическа реакция (обикновено при изгарянето му). Това не значи, че са изключени други видове ракетни двигатели, например двигатели, които да използват електрическата или атомната енергия, но засега такива двигатели са още в процес на изместване.

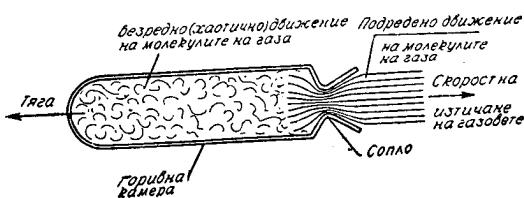
Тъй като работата на ракетния двигател не зависи от атмосферния въздух, химическите реакции, които протичат в двигателя и водят до отделяне на топлинна енергия (включително изгарянето), трябва да протичат без неговото участие. Поради това топливото на ракетния двигател трябва да съдържа всички елементи, необходими за протичане на реакцията. За реакцията на горенето топливото трябва да съдържа както гориво, така и окислител, т. е. кислород или съдържащо кислород вещество. При това топливото на ракетния двигател може да бъде както твърдо, така и течно, поради което всички ракетни двигатели (РД) се делят на две големи групи—двигатели с твърдо топливо (барутни ракетни двигатели) и двигатели с течно топливо (течни-ракетни двигатели или ТРД).

Двигатели с газообразно топливо очевидно се изключват, тъй като за захранване с такова топливо са необходими огромни резервоари или тежки стоманени бутилки за съхраняване на газовете под голямо налягане, което за летателните апарати е неприемливо (газовете могат да се използват само в течно състояние).

Разглеждайки свойствата на ракетните двигатели, засега ще се абстрактираме от това, какво именно топливо изгаря в двигателя; за това ще

бъде разказано при описание на разните ракетни двигатели. Сега за нас има значение само това, че в резултат на изгарянето на това топливо от двигателя изтича в атмосферата газова струя — горящи газове, които създават реактивната теглителна сила.

Назначението на всеки ракетен двигател е да създава реактивна двигателна сила; затова големината на теглителната сила е най-важната характеристика на двигателя.



Фиг. 7. Принципна схема на ракетен двигател. Реактивната двигателна сила се образува, защото газовете изтичат от двигателите с голяма скорост в една посока

Теглителната сила на съвременните ракетни двигатели варира от няколко килограма до десетки тонове (в зависимост от назначението и размерите на двигателя).

Двигателите на тежките ракети за големи разстояния развиват теглителна сила, по-голяма от тая на най-мощните локомотиви, които теглят железопътни композиции с тегло от няколко хиляди тона.

Как да определим реактивната теглителна сила? Да се обърнем към фигура 7, на която е дана принципната схема на ракетния двигател.

Теглителната сила възниква, понеже от двигателя изтичат газове. За да изтекат газовете, двигателят трябва да им действува с някаква сила; обратната сила, т. е. силата на действието на газовете върху двигателя, е именно теглителна сила. Затова посоката на теглителната сила е обратна на посоката на изтичането на газовете. а теглителната сила е равна на силата, с която с, изтласкват газовете. Ясно е, че тази сила зависи от количеството на изтичащите газове и от тяхната скорост. Механиката учи, че тази сила, а следователно и теглителната сила, е равна на произведението от масите на изтласкваните за една секунда газове по скоростта на тяхното изтичане.

Тъй като масата е равна на теглото, разделено на земното ускорение ($g = 9,81 \text{ м/сек}^2$), теглителната сила (тягата) се определя по следната проста формула:

$$\text{Теглителната сила } (kg) = \frac{\text{теглото на газовете, изтичани за секунда}}{9,81 \text{ м/сек}^2} \times \text{скоростта на изтичането } (m/\text{сек})$$

или приблизително

$$\text{Теглителната сила } (kg) = \frac{\text{теглото на газовете, изтичани за секунда}}{10} \times \text{скоростта на изтичането } (m/\text{сек})$$

Всеки килограм изтичащи за секунда газове създава теглителна сила, която числено е равна на една десета от скоростта на изтичането. Тази теглителна сила, която се нарича специфична теглителна сила или специфичен импулс (размерността на специфичната теглителна сила е $kg \cdot m/s$), е основна характеристика на всеки ракетен двигател. Колкото е по-голяма специфичната теглителна сила, т. е. колкото по-голяма теглителна сила създава всеки килограм газове, които изтичат за секунда от двигателя, толкова двигателят е по-съвършен.

В съвременните ракетни двигатели скоростта на изтичането варира от 1500 до 2500 $m/сек$, поради което относителната теглителна сила е равна на 150—250 $kg\cdotсек/кг$.

По какъв начин може да се увеличи скоростта на изтичането и заедно с това относителната теглителна сила на проектирания ракетен двигател?

Скоростта на изтичането на газовете в ракетния двигател зависи от топливото, налягането на газовете в двигателя и неговата конструкция.

Влиянието на топливото върху скоростта на изтичането се състои главно в това, че скоростта на изтичането е толкова по-голяма, колкото по-голяма е топлотворната способност на топливото, т. е. количеството топлина, което се отделя при изгарянето на всеки килограм топливо.

За да си представим нагледно влиянието на топлотворната способност на топливото върху скоростта на изтичането, нека разгледаме по- внимателно явленията, които протичат във всеки ракетен двигател, т. е. работния процес на двигателя.

Да допуснем, че в двигателя е станала химическа реакция (например изгаряне), в резултат на която се е отделило известно количество топлина.

Вследствие на това газообразните продукти от реакцията — въгледвуокисът, водните пари, азотът и други—силно се нагряват, така че температурата им достига над $2500^{\circ}C$. Знаем от физиката, че температурата на газа определя скоростта, с която се движат неговите молекули; когато газът е силно нагрят, неговите молекули се движат с огромна скорост. Обаче тази скорост на движението на газовите молекули не може да се използва непосредствено за създаване на реактивна теглителна сила, тъй като молекулите вътре в

двигателя се движат безредно, неорганизирано, във всички посоки; това е така нареченото топлинно движение на молекулите.

Всяка молекула, като се отблъска от стените на двигателния цилиндър, разбира се, създава микроскопична реактивна сила, но общата равнодействуваща сила от безкрайно многото молекулярни удари е равна на нула. Благодарение на хаотичното движението на молекулите, налягането върху стените на двигателния цилиндър е единакво и не се получава никакъв реактивен ефект.

За да се създаде реактивна сила, необходимо е да се постигне праволинейно, еднопосочко изтичане на газовите молекули от двигателния цилиндър; тогава реактивният ефект от всички изтичали молекули се сумира и дава като резултат необходимата реактивна сила. Затова всеки ракетен двигател по принцип представлява машина, която изхвърля газови молекули с максимално възможна скорост в една общца за всички молекули посока, т. е. машина за преобразуването на химическата енергия на горивото отначало в топлинна енергия (енергия на безредното движение на молекулите), а след това в кинетична (скоростна) енергия на еднопосочното изтичане на газовете от двигателния цилиндър (виж фиг. 7).

И така първата част от работния процес на ракетния двигател представлява преобразуване на химическата енергия на горивото в топлинна. Това преобразуване става през време на химическата реакция вътре в двигателния цилиндър, в така наречената горивна камера, и се извършва обикновено при постоянно налягане.

Втората част от работния процес на двигателния цилиндър представлява преобразуване на топлинната енергия на хаотично движение на молекулите в кинетична енергия.

тична енергия при закономерното им изтичане, т. е. в кинетична енергия на реактивната газова струя, която излиза от двигателния. Това преобразуване става през време на разширяването на газовете от налягането в горивната камера до атмосферното налягане, т. е. до налягането на изхода от двигателния, и обикновено се извършва в така нареченото сопло.

В съвременните ракетни двигатели описаният по-горе работен процес протича непрекъснато, макар да има двигатели с прекъснато действие, в които вкарването на топливо в горивната камера и всички по-нататъшни процеси протичат периодично. По такъв начин общият резултат от работния процес на ракетния двигател е преобразуването на химическата енергия на топливото в кинетична енергия на газовите струи, изтичани от соплата в атмосферата. Обаче при това далеч не цялата химическа енергия на топливото (топлотворната му способност) преминава в кинетична енергия на струята, а само определена част от нея. Колкото по-съвършен е работният процес, толкова по-голяма е тази полезно използвана част от топлотворната способност на топливото. В съвременните ракетни двигатели в кинетична енергия на газовата струя обикновено преминава по-малко от половината топлина, която се съдържа в топливото.¹ Голяма част от тази топлина се губи в работния процес на двигателния.

¹ Като оценка за степента на съвършенство на работния процес на двигателния обикновено се въвежда така нареченият вътрешен коефициент на полезното действие, който показва каква част от топлопроизводителната способност на горивото преминава в кинетична енергия на изтичанието от двигателния газове. Големината на този коефициент в съществуващите конструкции двигатели е 0,3—0,6.

Част от топлината се губи при непълното изгаряне на топливото, а другата — по-голямата — се губи заедно с газовете, които излизат от двигателя, тъй като тяхната температура е твърде висока (1000 до 1500°C). Намаляването на тези загуби в работния процес увеличава скоростта на изтиchanето и следователно увеличава теглителната сила. Обаче, както ни учи термодинамиката — науката за преобразуване на топлината в работа, — цялата топлина не може да премине в кинетична енергия на газовете. Известна част от нея трябва неизбежно да бъде загубена. Сега става ясно как калоричната мощ на топливото влияе върху скоростта на изтиchanето. Колкото по-голяма е топлотворната способност, толкова повече топлинната енергия при дадена степен на съвършенство на работния процес на двигателя преминава в кинетична енергия на газовете, т. е. толкова по-голяма е скоростта на изтиchanето. И физически е очевидно, че колкото по-голяма е скоростта на топлинното движение на молекулите след изгарянето, толкова по-голяма е скоростта на изтиchanето на газовете от двигателя.

От друга страна колкото по-съвършен е работният процес на двигателя, толкова по-голяма е и скоростта на изтиchanето. Затова например по-сполучлива е конструкцията на двигател, или по-точно на сопло, която позволява по-добро изтиchanе, т. е. при която скоростите на молекулите на газа при излизането му от двигателя имат еднаква посока и са по-големи, което води до увеличаване на теглителната сила.

Същото влияние оказва налягането на газовете в горивната камера на двигателя. Колкото по-голямо е това налягане в сравнение с атмосфер-

ното, т. е. от налягането на газовете при излизането им от двигателеля, толкова по-голяма част от топлината преминава в кинетична енергия на газовете и поради това е по-голяма скоростта на изтичането, а следователно и теглителната сила на двигателеля.

От всички външни условия (скорост на летенето, състояние на атмосферата и други) само атмосферното налягане оказва известно, и то незначително влияние върху работния процес на ракетния двигател. Тази независимост на работния процес от външните условия е важно свойство на ракетния двигател. Благодарение на него скоростта на изтичането и разходът на газове за една секунда, а следователно и теглителната сила на ракетния двигател остават също постоянни при изменение на външните условия.

Само при изменение на атмосферното налягане, например с изменение височината на летенето теглителната сила до известна степен се изменя — с увеличаване на височината теглителната сила расте. Особено важно е обстоятелството, че теглителната сила остава постоянна при изменение скоростта на летенето.

МОЩНОСТ НА РАКЕТНИЯ ДВИГАТЕЛ

Мощността, която двигателят развива, т. е. механическата работа, която извършва той за единица време (секунда), е най-важната характеристика на всеки двигател. Това е естествено, като се има предвид, че именно извършването на тази механическа работа за сметка на определеното количество енергия от друг вид — топлинна, електрическа или някаква друга — е назначението на всеки двигател — електрически, топлинен и т. н.

Обикновено мощността, която развива всеки двигател, може да бъде използвана по най-различен начин. Затова валът на двигателя се свързва с някакъв консуматор.

Така например буталният двигател с вътрешно горене може да бъде поставен в електростанция и да върти ротора на електрически генератор; тогава мощността на двигателя ще бъде изразходвана за произвеждане на електрическа енергия; той може да върти трансмисията в цеха и да движи по такъв начин машините, може да бъде поставен на автомобил, за да движи водещите колела; най-сетне може да върти витлото на самолет и т. н. Във всички тези случаи мощността на двигателя ще бъде неизменна, тя само ще се изразходва по различен начин. Специално за нас е много важно мощността на двигателя, монтиран на самолета, да бъде също практически постоянна независимо от това, дали самолетът стои неподвижно на аеродрома, или лети със скорост стотици километри в час.

Именно с тези свойства на буталния авиационен двигател се обяснява фактът, че той престана да отговаря на изискванията за непрекъснато увеличаване скоростта на летенето, характерно за съвременната авиация.

Действително мощността, необходима за летенето на даден самолет, расте твърде бързо с увеличаване скоростта на летене — пропорционално на куба на скоростта. Следователно, ако скоростта на летенето се увеличи два пъти, необходимата мощност се увеличава съответно осем пъти. Още по-силно се увеличава необходимата мощност, когато скоростта на летенето се приближава към скоростта на звука, т. е. скоростта, с която звукът се разпространява във въздуха (не повече

от 1200 км/час близо до земята), което се обяснява с допълнителното съпротивление, свързано със свиващостта на въздуха при летенето на самолета със скоростта на звука.

Монтирането на все по-мощни двигатели на самолетите увеличава незначително скоростта на летенето. По-мощните двигатели се оказаха и по-тежки (теглото на двигателя се увеличава почти пропорционално на мощността му), а също и по-големи по размери, поради което за тях се изискват и по-големи самолети. Но това увеличава и мощността, необходима за летене с дадена скорост.

Изходът от този омагьосан кръг беше намерен с използването на двигатели от принципно друг тип — двигатели с пряка реакция и специално ракетните двигатели. Затова не без основание се твърди, че използването на реактивните двигатели в авиацията представлява истинска техническа революция.

Ракетният двигател развива мощност по съвсем друг начин, отколкото например буталните двигатели с вътрешно горене. Не е трудно да се убедим в това.

Както е известно, мощността — това е работата, извършена за една секунда, а работата пък е действието на силата в протежение на известен път. Затова работата се определя като произведение от силата по изминатия по посоката на действието ѝ път, а мощността е съответно равна на произведението от силата по скоростта в m/sec .

Ако мощността се измерва в конски сили, както е известно, работата за една секунда в килограмометри трябва да се раздели на 75, тъй като една конска сила (kg) е равна на $75 \text{ кг} \cdot \text{сек}$. И така:

$$\text{Мощността (к.с.)} = \frac{\text{силата (кг)}}{75} \times \text{скоростта (м/сек)}$$

На какво е равна полезната мощност на ракетния двигател? Тъй като реактивната сила, т. е. теглителната сила, развивана от двигателя, не зависи от скоростта на движението, мощността на ракетния двигател е право пропорционална на скоростта на летенето.

Когато двигателят е неподвижен, например при изпробването му на място, неговата полезна мощност е равна на нула независимо от това, че теглителната сила, която развива двигателят, може да бъде твърде голяма. Мощността става голяма само при големи скорости.

Това свойство на ракетния двигател го характеризира като двигател само за транспортни средства и от друга страна като двигател за апарати, които се движат с много големи скорости, които могат да бъдат развити само във въздуха и извън границите на атмосферата, т. е. двигатели за самолети, снаряди и ракети.

При малки скорости на движение, ракетният двигател развива незначителна мощност, като изразходва много топливо. При тези скорости ракетният двигател отстъпва на обикновените двигатели и по-специално на буталния двигател с вътрешно горене. Ето защо ракетните двигатели очевидно никога не ще бъдат използвани широко в земния и водния транспорт. Но затова пък при увеличаване на скоростта мощността на ракетния двигател бързо нараства и може да достигне значения, недостижими за другите топлинни двигатели. Това обстоятелство позволява с помощта на ракетния двигател да бъде постигната значително по-голяма скорост на летене, отколкото с обикновения бутален двигател.

Каква мощност може да развие ракетният двигател, се вижда, ако разгледаме ракетата за далечно

действие, с която ще се занимаем по-нататък. На тази ракета е монтиран течно-ракетен двигател, развиващ при работа на място тяга 25 *m*. При пускането на ракетата, когато нейната скорост е още равна на нула, мощността на двигателя е също равна на нула. Но когато ракетата достигне височина около 40 *km*, което става обикновено една минута след излитането, скоростта ѝ става твърде голяма — 1500 *m/сек* (около 5500 *km/час*). Теглителната сила на двигателя на тази височина също се увеличава в сравнение с тази при земята. Тя достига почти 30 *m*. Да изчислим по нашата формула полезната мощност, която развива двигателят в този момент:

$$\text{Мощността (к.с.)} = -\frac{30\,000 \times 1\,500}{75} = 600\,000 \text{ конски сили.}$$

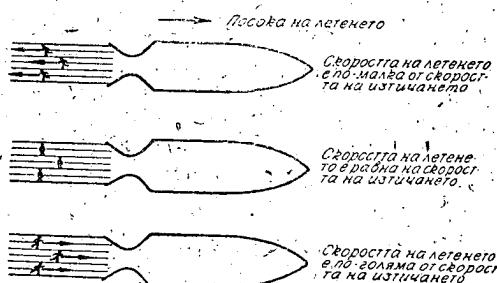
Разбира се, такава огромна мощност (равна почти на мощността на Днепрогес) не е в състояние да развие никой друг топлинен двигател с размери и тегло, каквите има двигателят на тази ракета.

Ракетният двигател извършва полезна работа за сметка на кинетичната енергия на газовете, изтичащи от двигателя в атмосферата.

Частта от топлинната енергия на топливото, която преминава в кинетична енергия на газовете, а следователно и величината на тази кинетична енергия, не зависи от скоростта на летенето. Мощността на двигателя обаче се мени с изменение скоростта на летенето. Това означава, че в зависимост от скоростта на летенето кинетичната енергия на изтичащите от двигателя газове се използва различно за извършване на полезна работа.¹

¹ Това използване на кинетичната енергия на струята за извършване на полезна работа обикновено се оценява с така наречения теглителен коефициент на полезното действие на двигателя, който се мени от 0 до 1 в зависимост от скоростта на летенето.

Преобразуването на кинетичната енергия на газовете в полезна работа на двигателя се определя изцяло от скоростта на летенето. Някои характерни в това отношение режими на летенето на ракетата или самолета с ракетен двигател са дадени на фиг. 8.



Фиг. 8. Характерни режими на летенето на ракетата. С фигури условно са означени молекулите на газа, а със стрелка — посоката на скоростта им спрямо неподвижния наблюдател.

Горната рисунка на тази фигура съответствува на режима на излитането — двигателят работи, но ракетата е неподвижна, скоростта на летенето е равна на нула. При това полезната работа, т. е. мощността на двигателя, също е равна на нула. Къде се изразходва тогава кинетичната енергия на газовата струя, която изтича с голяма скорост от двигателя? Очевидно е, че газовете, които в този случай се движат спрямо земята със скорост, равна на скоростта на изтичането, отнасят със себе си кинетичната енергия, която след това се разсейва безполезно в атмосферата.

Но ето че ракетата е излязла и започва да лети с все по-увеличаваща се скорост. При това раз-

ликата между скоростта на изтичането и скоростта на летенето става все по-малка. Затова молекулите на газовете се движат спрямо земята в посока, противоположна на посоката на летенето, с все по-малка скорост. Това значи, че кинетичната енергия, отнасяна с молекулите, става все по-малка. Следователно, все по-голяма част от кинетичната енергия на струята се изразходва за извършване на полезната работа, като се предава на ракетата.

Твърде характерен е моментът, когато увеличаващата се скорост на летенето стане равна на скоростта на изтичане на газовете от двигателя, което съответствува на

средната рисунка на фигура 8. Очевидно е, че при това скоростта на газовете спрямо земята става равна на нула, т. е. газовете спрямо неподвижния наблюдател ще бъдат неподвижни, както и куршумът на фигура 9.

Но това означава, че кинетичната енергия на тези газове е равна на нула и следователно цялата скоростна енергия на струята преминава в полезна работа. Обаче следва да се има предвид, че такъв случай отговаря на много голяма скорост на летенето, тъй като скоростта на изтичането на газовете от ракетния двигател, както се каза по-горе, е равна на $1500-2500 \text{ м/сек}$, т. е. приблизително $5000-10000 \text{ км/час}$. Следователно този случай е възможен само при летене в най-горните пластове на атмосферата и вън от нея. При скорости на летене до $1000-1200 \text{ км/час}$ за извършване



Фиг. 9. Самолетът лети със същата скорост, с която куршумът излита от пистолета — и куршумът пада отвесно към земята

на работа се изразходва по-малко от $1/4$ от кинетичната енергия на струята.

При по-нататъшното увеличаване скоростта на летенето газовите молекули, както е показано на долната рисунка на фигура 8, се движат спрямо неподвижния наблюдател в същата посока, в която се движи и ракетата със скорост, равна на разликата между скоростта на летенето и скоростта на изтичането. При това енергията, която струята отдава на ракетата, т. е. извършваната от ракетата полезна работа, даже надминава кинетичната енергия на струята. Противоречието тук е само привидно, което става ясно, ако се разгледа не само топлинната енергия, която се получава при изгарянето на топливото, но и кинетичната енергия на това топливо, която то придобива, намирайки се на борда на ракетата, която се движи с голяма скорост.

За да се намалят загубите на кинетична енергия с излизащите газове при малки скорости на летене, при изходния отвор на ракетния двигател могат да бъдат поставени специални насадки, разположени с известна мярдина към изходното сечение на соплото¹.

При летенето в атмосферата през пръстеновидната мярдина между такава насадка и соплото се засмуква въздух, който се смесва с излизащата газова струя като намалява нейната скорост, но затова пък увеличава масата ѝ. Това може да увеличи съществено теглителната сила и следователно мощността; обикновено, когато двигателят е неподвижен, т. е. когато скоростта на летенето е равна на нула, такова, както се казва,

¹ Такива насадки за пръв път са били изработени в 1886 г. от руския изобретател Ф. Гешвенд.

ежекционно засмукване на въздуха, увеличен с теглителната сила с $\frac{1}{2}$. Но когато скоростта на летенето се увеличава, тази печалба в теглителната сила рязко спада: така при скорост на летенето, съставляваща само 5^0 от скоростта на изтичането, спечелената теглителна сила се намалява на половина. При още по-големи скорости вместо печалба може да се получи даже загуба на теглителна сила.

ИКОНОМИЧНОСТ НА РАКЕТНИЯ ДВИГАТЕЛ

Наред с мощността най-важната характеристика на всеки двигател е неговата икономичност. Икономичността на топлинния двигател се определя от топлинния разход за единица мощност, т. е. за 1 к.с. Икономичният двигател на 1 к.с. ще изразходва по-малко топливо, отколкото не-икономичният, т. е. работата му ще бъде по-евтина. С това се обяснява и терминът „икономичност“.

Обаче за авиацията икономичността на двигателя има много по-голямо значение, отколкото просто стойността на експлоатацията му. В самолета, както и в другите летателни апарати (ракети и т. н.) запасът от гориво естествено е ограничен; той се определя от обема на горивните резервоари или от теглото на горивото. Ясно е, че по-икономичният двигател, който изразходва по-малко гориво при същата мощност, ще работи със същия запас от гориво повече време, отколкото по-не-икономичният. Вследствие на това самолетът с по-икономичен двигател ще има по-голяма далечина на летене. По такъв начин в авиацията икономичността на двигателя определя далечината на летенето.

Не е трудно да се види, че икономичността на ракетния, както и на всеки реактивен двигател зависи от скоростта на летенето, тъй като в зависимост от скоростта се изменя и мощността на двигателя. Това също така отличава реактивните двигатели от обикновените бутални авиационни двигатели, в които икономичността, както и мощността не зависят от скоростта на летенето (при неизменен режим на работа на двигателя).

Тъй като с увеличаване скоростта на летенето мощността на ракетния двигател нараства, той става икономичен само при големи скорости. При малки скорости на летене, когато мощността е малка, разходът на топливо за една к.с. в ракетния двигател е твърде голям и двигателят работи неикономично¹.

Това е една от причините, поради които реактивните двигатели намират приложение в авиацията само за големи скорости (над 600—700 км/час). При по-малки скорости на летене реактивните двигатели значително отстъпват по икономичност на буталните авиационни двигатели и не могат да се конкурират с тях.

Такава зависимост на икономичността от скоростта на летенето е характерна за всички двигатели с пряка реакция, а не само за ракетните, макар че във въздушно-реактивните двигатели тя количествено е малко по-друга.

¹ Топливният разход за една к. с. полезна мощност се определя от значението на общия к. п. д. на двигателя, равен на произведението между вътрешния и тяговия к. п. д. Общийят к. п. д. определя частта от топлинната енергия, която преминава в полезна работа. При скорост енергия, която преминава в полезна работа. При скорост на летенето до 1000—1200 км/час тази част за ракетния двигател не надминава 10 %.

Обаче ракетните двигатели по икономичност отстъпват значително на повечето въздушно-реактивни двигатели. Това от една страна се обяснява с обстоятелството, че в практикуваните понастоящем скоростни полети на самолетите загубената кинетична енергия с газовете в ракетните двигатели е твърде голяма, тъй като скоростта на изтичането на газовете в тях е значително по-голяма. От друга страна увеличеният разход на топливо на ракетния двигател неизбежно произтича от самата негова същност като двигател, който създава реактивна теглителна сила благодарение на отблъсването на „собствената“ маса. Практически това означава, че в ракетния двигател топливото изгаря без участието на атмосферния кислород, т. е. в състава на топливото на ракетния двигател трябва да влизат както гориво, така и окислител — кислород или съдържащо кислород вещество.

Обикновените горива — бензин, петрол, спирт и други — изискват за своето изгаряне няколко пъти повече окислител, отколкото тежи самото гориво. Вследствие на това разходът на топливо (гориво плюс окислител) на един килограм теглителна сила в ракетния двигател е значително (обикновено 10—20 пъти) по-голям, отколкото разходът на гориво във въздушно-реактивните двигатели, които използват (и при това с голям излишък) за изгарянето на горивото кислорода от атмосферата.





ГЛАВА III

РАКЕТЕН ДВИГАТЕЛ С ТВЪРДО ТОПЛИВО (Барутен ракетен двигател)

КАК Е СЪЗДАДЕН БАРУТНИЯТ РАКЕТЕН ДВИГАТЕЛ

Барутните ракетни двигатели исторически се появяват значително по-рано от всички други реактивни двигатели. Не може с положителност да се каже кой и кога е изобретил първия барутен ракетен двигател. Съществуват съдения, че преди много векове барутните ракети са били използвани в Китай като бойно оръжие във вид на своеобразни ракетни снаряди, на първо време запалителни. Китайските „огнени стрели“ се различават от обикновените по това, че към тях е прикрепена тръба от бамбук или пресована хартия, отворена само от единия край и напълнена със запалителна смес от типа на барута. Този снаряд се запалвал и стрелата излитала от лъка. Силата на реакцията на нагорещените барутни газове, изтласкани с голяма скорост от тръбата, увеличавала скоростта и далечината на летене на стрелите и силата на техния удар, а горящият задъждобен предизвиквал пожари.

Последните изследвания в областта на историята на руската ракетна техника установиха, че барутните ракети са били използвани във военното дело още в първата половина на X век, т. е. преди хиляда години.

Според данни от англичаните, нахлули през XVII век в Индия, действията на индуските отряди, въоръжени с ракетни стрели снаряди, им причинявали много неприятности. Теглото на тези ракети, направени от желязо, с прикрепена към тях бамбукова пръчка стабилизатор с дължина 3 м, достигало 5 кг, а далечината на летенето им — повече от 1 км. Англичанинът Конгрев нарекъл действието на тези снаряди „искретресащо“.

Англичаните взаимствуvalи тази идея от индусите и организирали под ръководството на Конгрев производството на реактивни снаряди.

От края на XVII век Русия започнала да играе ръководна роля в използването и развитието на барутните ракети. Особено широко развитие ракетното дело получило при Петър I. Чужденците, които са посещавали през това време Русия, пишат в своите бележки, че нито една държава не може да се сравнява в това отношение с Русия. Петър I въвел на въоръжение в руската армия барутните ракети като сигнални. Сто години по-късно барутните ракети започнали да се използват в руската армия като бойно оръжие. Първите бойни гранати ракети били използвани от русите в 1825 година в Кавказ и във войната с Турция през 1828—1829 год. Създател на тези първи бойни ракети бил суворовският генерал Александър Дмитриевич Засядко.

Но за създаването на ракетното оръжие в руската армия особено много е направил талантли-

вият изобретател, инженер-генерал Константин Иванович Константинов, живял и работил през средата на миналия век (1818—1872 г.). Работите на Константинов и особено неговата книга „За бойните ракети“ получили широка известност в Русия и в чужбина, били преведени на много езици и дълго време служели като настольни книги за всички артилеристи.

Константинов организирал в Русия заводи за производство на ракети, изменил основно технологията на производството им (отстранил ръчното пълнене на ракетите с барут) и конструирал редица машини за производство на ракети; тези машини били наречени „машини на Константинов“. Константинов създадил редица нови, усъвършенствани образци бойни ракети със значително увеличена далечина на летенето, както и ракети за различни спомагателни цели — спасителни, сигнални и др. Той разработил тактиката за използване на ракетното оръжие; по негово предложение този род оръжие бил отделен като самостоятелен — били създадени отделни части като допълнение към артилерийските. Ракетните снаряди се използвали в руската армия при отбраната на Севастопол през 1854—1855 година и във военните действия от по-късен период — до Руско-турската война през 1877—78 година.

Използването на ракетното оръжие отначало давало особено предимство, тъй като артилерията, която имала на въоръжение гладкостенни оръдия, стрелящи с кръгли гюллета, била съвсем несъвършена, далечината на полета на гюллето била малка, а точността на стрелбата — съвсем незадоволителна. При това лекото ракетно оръжие било твърде удобно особено за кавалерията, използвана в планински условия. Обаче като се започне от

втората половина на миналия век, когато били изобретени набраздените оръдия, стрелящи с цилиндрични снаряди, което увеличило значително далечината и подобрило точността на артилерийския огън, ракетното оръжие започнало бързо да се измества от артилерийското и към края на 19-ия век било изцяло снето от въоръжение.

Все пак, независимо от огромния прогрес, който е направила оттогава цевната артилерия, през последните години ракетното оръжие отново получи широко приложение. За голямото развитие в това отношение съдействува опитът от Втората световна война, когато в редица случаи ракетното оръжие показва по-добри качества благодарение на присъщите му принципни предимства в сравнение с цевното оръжие.

И отново, както и преди, Русия стана пионер в развитието и широкото разнообразно използване на ракетното оръжие. За пръв път в тази война именно Съветската армия оцени достащично възможностите на ракетната артилерия и широко използва това страшно оръжие на бойното поле.

Основното предимство на ракетната артилерия се състои в това, че за изстрелването на ракетния снаряд не се изисква масивно, тежко оръдие, теглото на което в обикновената цевна артилерия надминава теглото на снаряда стотици пъти.¹ Ето защо ракетната артилерия се нарича понякога „артилерия без оръдия“. Голямото тегло на обикновеното артилерийско оръдие се обяснява с основните елементи на това оръдие — цев, в която при изстрела газовете развиваат налягане хиляди атмосфери, необходими за придаване на

¹ Така например 75-мм оръдие, което стреля със снаряд, тежък 6,3 кг, само тежи 1170 кг.

снаряда огромни ускорения, и станок, който да възприема големите откатни сили при изстрела.

Ракетното оръдие няма цев, върху вътрешната част на която да действува високото налягане на газовете, тъй като изгарянето на барута не става в оръдието, а в самия снаряд. Поради това оръдието не възприема никакви откатни сили. Ролята на ракетното оръдие е да даде само необходимата посока на ракетния снаряд при изстрела, когато няма достатъчно ефикасни органи за управяване на снаряда. Поради това ракетното оръдие представлява твърде лек станок, който се състои от лека направляваща тръба или релси, по които се движи снарядът при изстрела.

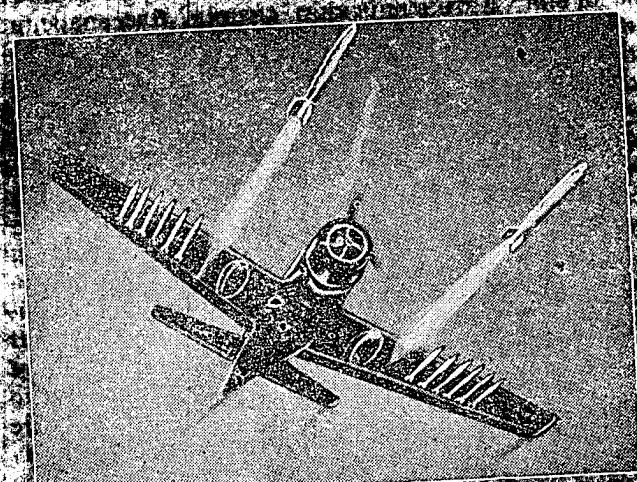
Това свойство на ракетното оръжие позволява да се осъществи залп от няколко ракетни снаряда с помощта на лека установка, която представлява съчетание от няколко ракетни оръдия. Поставен на автомобил, един такъв ракетен миномет заменя голям брой артилерийски оръдия. Благодарение на значително по-голямата в сравнение с оръдието подвижност на тези установки и възможността в кратко време да се концентрират голям брой от тях в даден участък, гвардейските реактивни миномети, известни в Съветската армия и сред народа под името „катюши“ (фиг. 10), бяха страшно оръжие за врага.

Благодарение на малкото им тегло, ракетните оръдия са много удобни за въоръжаване на самолетите (фиг. 11), тъй като създаването на леки авиационни артилерийски оръдия се оказа много трудна задача. Обаче не по-малко е предимството на ракетните оръдия като авиационни благодарение на това, че те при стрелба не предават на самолета откатни сили. За обикновените оръдия с голям калибър тези сили стават толкова големи, че съз-

Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8



Фиг. 10. Гвардейский реактивный миномет, катящийся на деревянных колесах на Тверской площади в Москве.



Фиг. 11. Реактивные снаряды, ссыпаемые из ракетного ствола.

Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8

дават при изстрела значително претоварване на самолета. Както показваха изпитанията, леките самолети изтребители, въоръжени с оръдия, които стрелят напред, при изстрела за момент почти спират. Това рязко задържане естествено предизвиква голямо претоварване в елементите на конструкцията на самолета, което може да доведе до пълното му разрушаване. В същото време самолетът, показан на фиг. 11, може да произведе залп с ракетни снаряди от среден калибър, например 125 м.м., равен по своята огнева мощ на бордовия залп на ескадрен миноносец, и това съвсем да не се отрази на летенето му.

Наред с тези безспорни предимства ракетните оръдия имат и един голям недостатък в сравнение с артилерийските — значително по-малка точност на огъня. Артилерийският снаряд, благодарение на полученото от него в набраздената цев на оръдието въртене е по-устойчив при летенето. Ракетният снаряд няма такава устойчивост. Освен това незначителните изменения в изгарянето на барута в ракетния двигател на такъв снаряд, носещи случаен характер, влияят значително върху формата на траекторията. Наистина точността на воденето на огъня от ракетните снаряди с помощта на редица мерки може да бъде значително увеличена. Например грижливата технология на производството и строгият контрол дават възможност да се получи еднаквост на барутните заряди и вследствие на това повече или по-малко еднаква работа на двигателите на различните снаряди; на снарядите също може да бъде при-дадено въртене при летенето и т. н.

Все пак понастоящем голямото разсейване при стрелбата с ракетни оръдия не осигурява достатъчна точност на огъня, който поради това се

Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8



Н. И. Кибалчич (1853—1881)

Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8

води само по сравнително големи цели. Главна особеност на такъв огън е неговата масираност. Следва да се отбележи, че наред с ракетните оръдия, които са предназначени за стрелба със снаряди от голям калибър, освен така наречената ракетна артилерия през войната се използва и индивидуално ракетно оръжие за стрелба от близки разстояния по бойната техника (танкове и други) и живата сила на противника.

Развитието на барутния ракетен двигател е свързано не само с артилерията.

Когато авиацията е правела първите си стъпки и създаването на управляеми летателни апарати (както по-леки, така и по-тежки от въздуха) не е можело да върви напред поради липсата на лек и достатъчно мощен двигател, погледите на изобретателите не веднаж са се насочвали към реактивния двигател. Първи в тази насока са били трудовете на руските изобретатели Н. М. Третески и Н. С. Соковнин от средата на миналия век. В тези трудове се е предлагало да се използва реакцията на парната струя или сгъстения въздух за придвижването на управляеми аеростати.

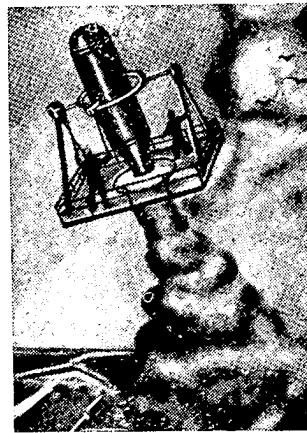
Идеята за използването на ракетния двигател в летателен апарат, по-тежък от въздуха, се заражда пак в Русия, която и този път прокара нови пътища в науката. Тази идея е изказана от руския революционер народоволец, 27 годишния студент Николай Иванович Кибалчич.

Както е известно, Кибалчич е бил активен участник в терористичния акт, осъществен от народоволците на 1 март 1881 година. Кибалчич приготвил бомбата, с която бил убит цар Александър II. Намирайки се в килията на осъдените на смърт, Кибалчич десет дни преди екзекутирането му дал

бележки за същността на своето предложение, идеята за което възникнала очевидно в процеса на работата му над бомбата. Това било първото в света предложение за ракетен самолет с барутен ракетен двигател.

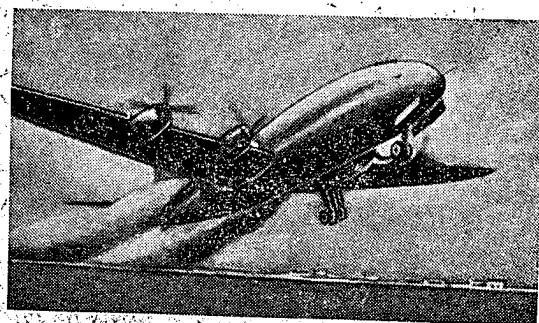
Н. И. Кибалчич писал в своите бележки: „Намирайки се в затвора няколко дни преди своята смърт, аз пиша този проект. Аз вярвам в осъществяването на моята идея и тази вяра ме поддържа в моето ужасно положение. Ако идеята ми след внимателно обсъждане от учени специалисти бъде призната за изпълнима, аз ще бъда щастлив, че ще окажа грамадна услуга на родината и човечеството. Тогава аз ще посрещна спокойно смъртта, знайки, че моята идея няма да умре заедно с мен, а ще съществува сред човечеството, за което аз бях готов да поизжертвувам живота си.“

По проекта на Кибалчич както издигането, така и летенето на неговия апарат щяло да става под действието на реактивния ефект на газовата струя, образуваща се при изгарянето на барута в специален ракетен двигател, който трябвало да се завърта за управление на летенето (фиг. 12).



Фиг. 12. Така би изглеждал при летене ракетният летателен апарат на Н. И. Кибалчич.

Освен че в своите бележки Кибалчич за пръв път излага идеята за управляем ракетен полет, извънредно важно и ценно било неговото указание, че в ракетния двигател трябва да се използува бавно горящ барут, пресован във вид на редица цилиндрични шашки, който постепенно да пада в горивната камера. Предложението на изобретателя патриот не било дадено за разглеждане, тъй като чиновниците от полицията сметнали, че „това едва ли ще бъде събървенно и може да предизвика само неуместни спорове“, и решили да



Фиг. 13. Излитане на пътнически самолет с помощта на барутни стартови ракети

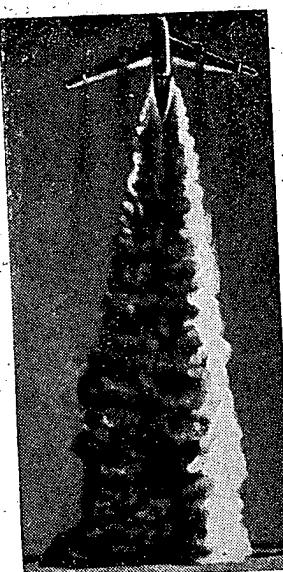
го приложат към „дело 1 март“. Бележките на Кибалчич били открити чак през август 1917 година в полицейските архиви, където те престояли повече от 36 години.

Барутният ракетен двигател не намерил приложение като авиационен главно поради това, че такъв двигател работи само в продължение на няколко секунди или даже десетки части от секундата, а регулирането на теглителната му сила,

необходима за осъществяването на летене, и неговото управляване представляват значителна трудност. Все пак барутният двигател намери широко приложение в авиацията през време на войната, използва се и сега. Обаче той служи не за основен двигател в самолета, а като спомагателен двигател, който се използва само при нужда, например когато трябва да излитат претоварен самолет или когато площадката за излитане е малка (използването на барутния двигател може да намали двапътни разбега при излитането), кална и т. н. В този случай барутният двигател се нарича *стартов*.

Барутните стартови двигатели се използват както в гражданската авиация на пътническите самолети (фиг. 13), така и във военни самолети с различно назначение (фиг. 14). Обикновено, след като се използват, барутните стартови двигатели се изхвърлят от самолета.

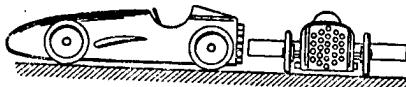
Предимствата на барутния двигател като спомагателен авиационен двигател се състоят в неговата простота, ниска цена, безотказност, малко тегло и заедно с това значителна теглителна сила,



Фиг. 14. Излитане на реактивен бомбардировач с бтурбореактивни двигатели и с помощта на барутни стартови ракети

Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8
и необходимо в дадения случай.

В заключение трябва да споменем за опитите да се постави барутен двигател на различни автомобили, мотоциклети, катери и т. н., които най-често са били правени, за да се установят нови рекордни скорости и за реклами цели. Научното и практическото значение на тези опити не е голямо, тъй като е известно, че използването на барутните



Фиг. 15. Автомобил с барутни ракетни двигатели.

ракетни двигатели е целесъобразно само при големи скорости, присъщи на авиацията и на артилерията. На фиг. 15 е показана схема на системателен автомобил, който отзад има батерия от барутни ракетни двигатели. Изпитванията [на такива превозни средства често са завършвали с катастрофа.

КАК Е УСТРОЕН И КАК РАБОТИ БАРУТНИЯТ РАКЕТЕН ДВИГАТЕЛ

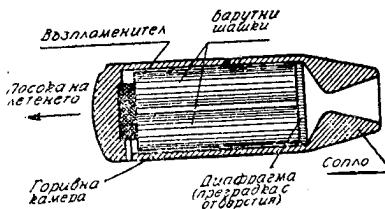
Основните конструктивни елементи на барутния, както и на всеки друг ракетен двигател са горивната камера и соплото (фиг. 16).

Тъй като подаването на барута, както и въобще на всяко твърдо топливо, в горивната камера е твърде трудно в барутния двигател, целият запас от топливо (барут) се поставя в горивната камера и след това постепенно изгаря. По такъв начин обемът на горивната камера на барутния ракетен

Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8

двигател се определя от количеството на вения в нея барут. Поради това количеството на барута в двигателя не може да бъде много голямо и барутният двигател обикновено работи само няколко секунди (а понякога дори части от секундата).

Барутът спада към така наречените метателни взривни вещества, които за разлика от бризантните взривни вещества не оказват бризантно действие при своето разлагане. Това се обяснява със значително по-бавното протичане на реакцията на разлагане на метателните взривни вещества. Все



Фиг. 16. Схема на барутен ракетен двигател.

пак скоростта на изгарянето на барута в дулото на артилерийските оръдия е значителна. Ако барутът, поставен в ракетната камера, изгаряше с такава скорост, налягането на барутните газове би било толкова голямо, че без съмнение би разрушило камерата, чиято здравина е неизмеримо по-малка от здравината на артилерийските цеви.

Ако се получи такова избухване в камерата, ракетата, разбира се, никога не би излетяла. От друга страна, ако барутът гори твърде бавно, то и секундният разход на газовете, а следователно и теглителната сила ще бъдат малки. Затова трябва

да съдат взети специални мерки, които да осигуряват необходимата скорост за изгаряне на барута в горивната камера на барутния ракетен двигател. Тези мерки се свеждат главно до определена технология при изработването на барута за ракетни двигатели.

Както е известно, барутът е бил изобретен в XIV век. Този барут, наречен черен, представлява смес от селитра, сяра и дървени въглища и в такъв вид се е използвал в продължение на повече от 500 години. Преди около 100 години бил изобретен така наречените бездимен барут, който има редица предимства пред черния. Той, както показва и наименованието му, при изгарянето не образува дим и което е твърде важно — отделя повече топлина при изгарянето, осигуряваща за ракетния двигател по-голяма скорост на изтичането и съответно по-голяма теглителна сила. Към бездимните барути спадат пироксилиновият, нитроглицериновият и други. Те се различават от черния барут по това, че не представляват вече смес, а еднородни химически съединения, които при горенето се разлагат и като отделят значително количество топлина, образуват много барутни газове. В ракетните двигатели сега обикновено се използват различни видове бездимни барути. Черният барут понякога се използва в най-обикновените увеселителни ракети. Химическата реакция при разлагането на взривните вещества протича извънредно бързо. При възпламеняването взривното вещество се разлага за хилядни и десетохилядни части от секундата. Скоростта на детонационната вълна достига няколко хиляди метра в секундата. Но ако горенето се разпространява по заряда с малка

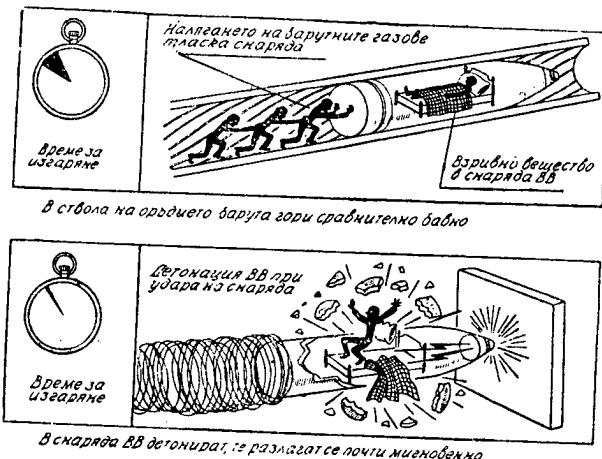
Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8
скорост, реакцията на разлагането на барутът е по-бавно.

Ако ние например направим пътна пръчка от бездимен барут и запалим единия ѝ край на открыто, такава барутна свещ ще изгори постепенно със скорост около 1 mm в секунда.¹ Наистина за тази цел ще трябва много да се внимава пла-мъкът да не докосва външната повърхност на барутната пръчка, поради което тази повърхност трябва да бъде пътно покрита с някакъв излиращ материал.

Ако сега направим топка от барут и я запалим на повърхността, времето за горене на топката естествено ще бъде толкова повече, колкото по-голяма е самата топка. Ако например нашата топка има радиус 6 см, тя ще изгори приблизително за една минута (спомнете си свещта); ако радиусът на топката е 12 см, горенето на барута ще продължи 2 минути и т. н. Колкото по-малко е барутното зърно, толкова по-бързо изгаря барутът, така че ситният барутен прах ще изгори почти моментално, ще се получи експлозия, тъй като химическата реакция ще протече веднага по огромната обща повърхност на дребните частици. Трябва да се отбележи, че даже сравнително бавно горящите вещества, силно раздробени, получават същите свойства (експлодират въглищният прах, брашното и т. н.). Затова времето за изгарянето на барута може да се мени, като се подбира размерът на барутните зърна. Барутът за пистолети и пушки се прави много ситен, тъй като в този случай изгарянето трябва да бъде

¹ С увеличаване на налягането скоростта на изгарянето на барута се увеличава. В ракетния двигател барутът може да гори със скорост до 4—5 см/сек и даже повече.

Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8
 обикновено от твърде големи късчета, тъй като неговото изгаряне трябва да продължи няколко стотни части от секундата, докато снарядът се движи по цвята на оръдието (фиг. 17).

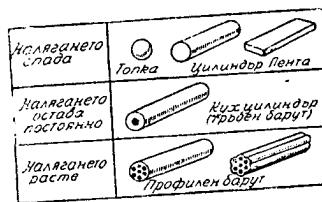


Фиг. 17. Горене и детонация

Като се съди по казаното по-горе, може да се предположи, че зърната на барута за ракетните двигатели трябва да бъдат твърде големи. Първоначално обаче барутът за ракети се е правел от много дребни частици (барутно брашно), само че пълно пресовани. При такова пресоване вътре в барутния заряд остават малки въздушни каналчета, по които се разпространява горенето. Вследствие на това времето на изгарянето е било много по-малко, отколкото при пълна пръчка, тъй като повърхността на горенето се е получавала

по-голяма. Въпреки това, ако барутът е бил пресован достатъчно плътно, експлозия не се е получавала; в противен случай въздушните канали в заряда се оказват свързани помежду си и горенето се разпространява моментално по цялата маса на заряда. При такава технология на изработване на барутния заряд често се използва така наречената набивка с междинно пространство, т. е. с канал вътре в заряда. В този случай горенето се разпространява в дълбочина на заряда по цялата повърхност на междинното пространство, вследствие на което времето на изгаряне се намалява. Освен това, като се прилага различна форма на междинното пространство, може до известна степен да се мени продължителността на изгарянето и следователно тегливата сила на двигателя по време.

Напоследък плътна барутна набивка се използва само за най-прости ракети. Причината за това е, че забивните заряди от черен барут са твърде чувителни към атмосферните условия и особено към температурата на околния въздух. От студ или от удари зарядът може да се разпуска, а освен това между стената на горивната камера и заряда може да се образува междина. Всичко това води до рязко намаляване на времето за изгаряне на барута и вследствие на това — до експлозия на ракетата.



Фиг. 18. Продължителността на изгарянето на барута, а следователно и налягането в горивната камера зависят от формата на зърната или барутните шашки

барутният заряд се прави обикновено от една или няколко шашки—цилиндрически плътни стебла или кухи тръби. Когато зарядът се състои от плътни стебла, те се покриват от всички страни с никакъв изолиращ състав и горят само откъм единия край, който остава непокрит. При това изгарянето на заряда става с постоянна, сравнително малка скорост, поради което такива заряди се използват в двигателите с голяма продължителност на работа, например в стартовите двигатели.

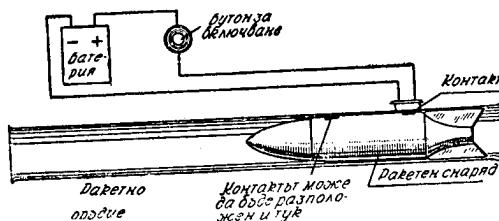
Най-често се използват заряди, които се състоят от кухи тръбички, имащи понякога сложни форми на напречното сечение (фиг. 18)¹. Такива шашки горят по цялата си повърхност, като постепенно намаляващата се външна повърхност поради изгарянето на барута се компенсира от увеличаването на повърхността на изгарянето вътре в тръбичката. Вследствие на това общата повърхност на горенето, а следователно и налягането в горивната камера, както и теглителната сила на двигателя остават почти постоянни или пък могат да се изменят така, както това е било предвидено предварително. Използването на този начин да се управлява отчасти горивният процес.

Трябва особено да се подчертава, че направата на барутен заряд даже и за най-простите ракети е твърде сложен и опасен процес и в никакъв случай не бива да се извършва от неопитни хора.

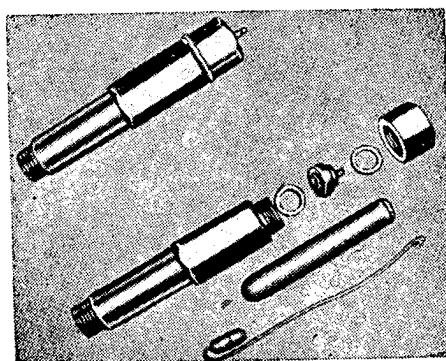
Възпламеняването на барутния заряд на двигателя се извършва обикновено с помощта на

¹ Използват се и по-сложни форми на барутни шашки, каквито са показани на фиг. 18.

електричество (фиг. 19). За тази цел се използват специални запални устройства (фиг. 20), които се състоят от жица, нажежавана посред-



Фиг. 19. Схема на електрическо запалване на барута при пускане на ракетния снаряд



Фиг. 20. Запално устройство (пиропатрон) за възпламеняване на барутния заряд на ракетен двигател

ством електрически ток и обвита със специално вещество, което при нагряване лесно се запалва. Отначало жичката запалва това вещество, а от

него вече се запалва основният заряд на запалника, който често се състои от черен барут. При това се образува пламък, който възпламенява барутния заряд на двигателя.

Често запалното устройство се вкарва в горивната камера чрез соплoto. При това тялото на запалката обикновено се прави от пластмаса, която изгаря напълно и по такъв начин не оказва съпротивление на изтичания от двигателя газ. В много двигатели запалното устройство се поставя в предната част на двигателя, така, че газовете, които се образуват при запалването, да преминават по дължината на целия заряд на път към соплoto.

При изгарянето на барута в горивната камера се образуват барутни газове, които имат голямо налягане и висока температура. В състава на тези газове влиза въглероден двуокис, водород, азот, водни пари и други.

Температурата на барутните газове в горивната камера достига до $2000-2500^{\circ}\text{C}$; тя зависи преди всичко от топлотворната способност на барута, т. е. от количеството топлина, което се отделя при изгарянето на един kg барут.¹ Това количество топлина при съвременните ракетни барути е от 800 до 1000 kcal/kg .

Налягането на барутните газове в горивната камера зависи от напречното сечение на соплoto и по-точно от съотношението между повърхността на горене на барута и площта на това сечение. Ако соплoto, през което образуващите се барутни газове изтичат в атмосферата,

¹. Тази температура зависи също от топлоемкостта, специфичната топлина на барутните газове, от времето за изгаряне и от други фактори.

въобще липсва, налягането в горивната камера би било твърде голямо и би достигнало хиляди и даже десетки хиляди атмосфери. В барутните ракетни двигатели налягането на газовете е, разбира се, много по-малко, тъй като образуващите се газове изтичат през соплото. Обикновено това налягане варира от 50 до 200 kg/cm^2 . Колкото по-малка е площта на напречното сечение на соплото, толкова при равни други условия това налягане е по-голямо. При преминаване към двигател с увеличено налягане расте скоростта на изтичането и теглителната сила на двигателя, но затова се налага да се направят по-дебели стените на горивната камера. Малкото налягане в сравнение с налягането в цевта на артилерийското оръдие позволява да се направят тези стени тънки; така например стените на камерата на ракетния снаряд с калибър 80 до 100 mm имат дебелина само няколко милиметра.

Скоростта на изтичането на газовете в барутният ракетен двигател достига 1500—2000 m/sec в зависимост от използвания барут и от конструкцията на соплото на двигателя. В най-обикновените барутни двигатели, например увеселителните ракети, това сопло представлява обикновен отвор в долната капачка на ракетата. В по-съвършените двигатели вътрешното сечение на соплото представлява канал, отначало стесняващ се, а след това отново разширяващ се. Такъв канал се нарича сопло на Лавал и дава възможност да се получи значителна скорост на изтичане.¹

Продължителността на работата на барутния ракетен двигател въобще е ограничена от коли-

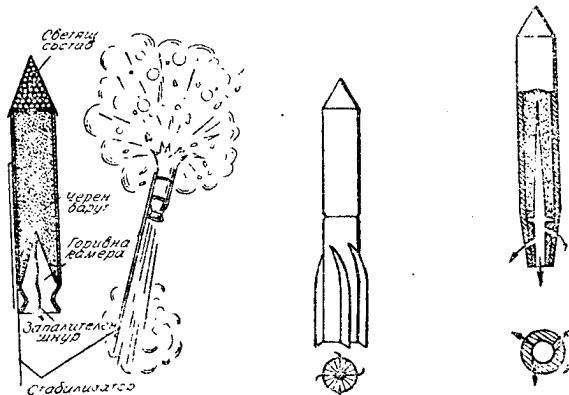
¹ За това е разказано подробно в глава IV, посветена на течно-ракетния двигател (ТРД).

чеството на барута, което може да се побере в горивната камера; тя зависи също и от избраната скорост на изгаряне на барута. Същото количество барут може да се изгори за кратко време, вследствие на което получената теглителна сила ще бъде по-голяма, или пък това време да се продължи така, че теглителната сила да се намали. Общото действие на двигателя (общият импулс), което представлява произведение от теглителната сила по времето на действието ѝ, ще остане при това практически почти неизменено. Така например за един и същ двигател може да се получи теглителна сила 30 кг в продължение на 50 секунди или 500 кг в продължение на 3 секунди. Общий импулс и в двата случая е равен на 1500 кг/сек. Съществуват барутни ракети с общ импулс до 90 000 кг/сек; теглото на такъв двигател е почти 1 т. Продължителността на работата на барутните ракетни двигатели обикновено е от няколко десети от секундата до няколко секунди, макар понякога тази продължителност в отделни двигатели да е по-малка (до стотни от секундата) или по-голяма (до няколко десетки секунди).

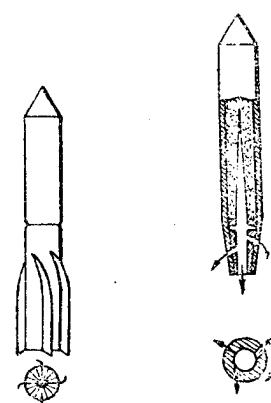
Най-широко се използват двигатели със сравнително малки размери. Когато се изисква увеличаване на теглителната сила, поставят се няколко двигателя. Има обаче двигатели с теглителна сила до няколко десетки тона.

Най-простият и един от най-старите барутни двигатели е увеселителната (осветителната) ракета (фиг. 21). Гилзата на такава ракета (нейното тяло) обикновено е направена от картон. В предната част на ракетата се поставя някаква светеща смес. В по-мощните барутни ракетни двигатели гилзата е направена от метал—месинг, леки сплави или стомана.

Подобно устройство има и градоразсейващата ракета, която се изхвърля с помощта на барутен ракетен двигател на височина около 1 км, където се възпламенява специалният заряд на взривното вещество, намиращо се в главата на ракетата. В редица случаи с помощта на такива ракети се предотвратява падането на градушка. Градушката се превръща в сняг или дъжд, което се обяснява с интензивното разместяване на въздушните пластвове при взрива на ракетата.



Фиг. 21. Устройство на увеселиителната ракета



Фиг. 22. Ракета с винтов (косо поставен) стабилизатор



Фиг. 23. Ракета, която се върти през време на летене под действието на излизащите барутни газове

Почти същата конструкция имат различните сигнални, спасителни и други ракети. Тези ракети се различават главно по устройството на тяхната глава (дали е запълнена със светеща смес, парашут и т. н.).

Устойчивост на ракетата при летене се постига или чрез поставяне на специален стабилизатор, или като се придава на ракетния снаряд интензивно въртене около надлъжната му ос. В бойните ракети на Константинов стабилизаторът представлява дървено стебло, прикрепено към задната част на ракетата.

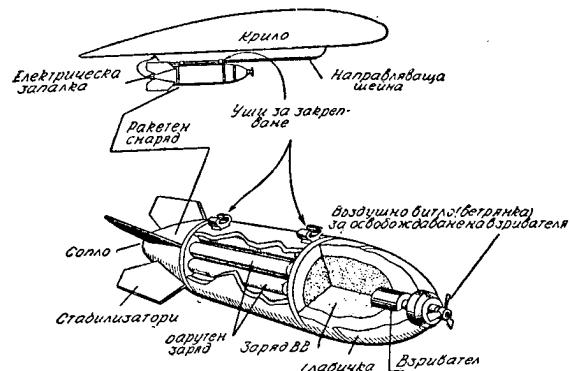
В съвременните ракетни снаряди стабилизаторът се прави във вид на стоманени пластини, които представляват опашни плоскости на ракетите. Понякога се правят наклонени (или спирални) опашни плоскости, благодарение на което ракетният снаряд при летене във въздуха се оказва не само устойчив, но и получава въртеливо движение около своята надлъжна ос, което подобрява точността на стрелбата. Схема на снаряд със спирален стабилизатор е дадена на фиг. 22.

Втори начин за осигуряване устойчивост на ракетния снаряд, т. е. да му се придае интензивно въртене като на артилерийския снаряд, изстрелян от набраздено оръдие, е замяната на едното сопло с колектор от сопла, разположен под ъгъл към оста на снаряда. Благодарение на това устройство газовата струя, а следователно и реактивната сила са насочени не само по оста на снаряда, но и по допирателна към него, в резултат на което снарядът придобива бързо въртене. Схема на такъв снаряд е дадена на фиг. 23.

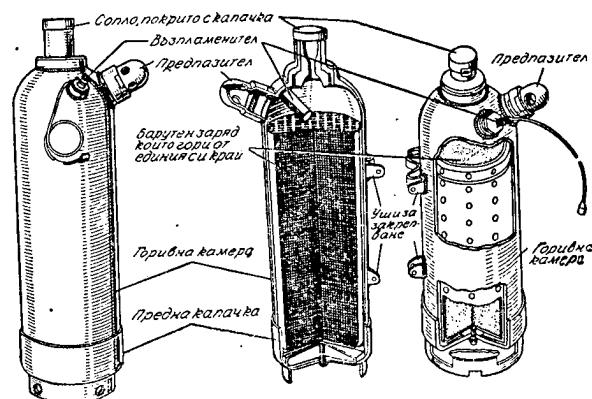
Устройството на авиационния ракетен снаряд е дадено на фиг. 24.

Такива снаряди се окачват обикновено под самолетните крила в специални направляващи, както е показано на фигура 24. Барутният заряд на снаряда се състои от няколко цилиндрични барутни шашки. Запалването на този снаряд става с помощта на електричество; проводникът за

Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8

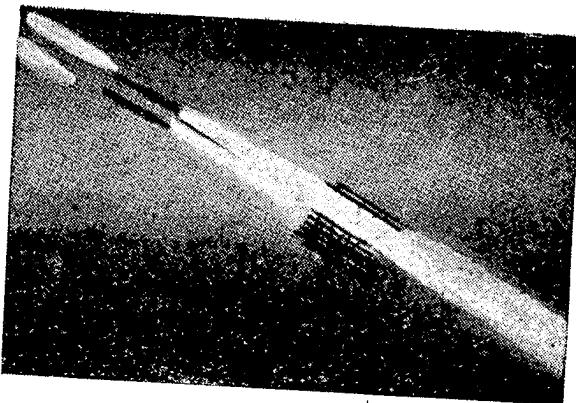


Фиг. 24. Устройство на авиационен ракетен снаряд



Фиг. 25. Стартов барутен двигател, който развива теглителна сила 450 кг в продължение на 12 секунди. Отляво — външен вид на двигателя, отдясно — разрез

Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8



Фиг. 26. Ракетно оръдие води огън

запалване на запалника се вкарва през соплото на ракетата.

Стартовите барутни ракетни двигатели, които служат за улесняване на излитането, имат продължителност на работа 4—15 секунди. Като пример ще посочим данните на един такъв двигател: заряд от бездимния барут — 12 кг; общо тегло на ракетата — 30 кг; теглителна сила — 500 кг в продължение на 4 секунди. Обикновено се използва батерия от няколко такива ракети (от 4 до 6), така че общата теглителна сила при това е равна на 2000—3000 кг. На фиг. 25 са дадени общият вид и вътрешното устройство на един от авиационните стартови барутни двигатели.

От работащия барутен двигател се изхвърля с огромна скорост струя нажежени светещи барутни газове. На фиг. 26 е дадено ракетно оръдие, фотографирано в момент на стрелба.





ГЛАВА IV

РАКАТЕН ДВИГАТЕЛ С ТЕЧНО ТОПЛИВО (Течно-ракетен двигател — ТРД)

ТРУДОВЕТЕ НА
КОНСТАНТИН ЕДУАРДОВИЧ ЦИОЛКОВСКИ

Благодарение на своите особености барутните ракетни двигатели и течно-ракетните двигатели (ТРД) се допълват взаимно едни други при тяхното използване. Барутните двигатели, както по-преди видяхме, се използват обикновено в случаите, когато се изисква двигател с еднократно действие и с малка продължителност на това действие, с което се обяснява и тяхното сравнително просто устройство. Течно-ракетните двигатели имат много по-голяма продължителност на работа (минути и часове) и при нужда, например в авиацията, теглилната им сила може да се регулира, т. е. да се изменя от нула (когато двигателят е изключен) до максимум. Тези двигатели са много по-сложни, отколкото барутните.

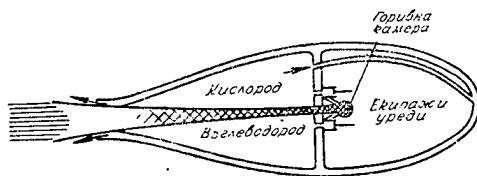
Поради особените им свойства течно-ракетните двигатели се използват в повечето случаи като двигатели на мощнни далекобойни ракети и на ракетните самолети.

Течно-ракетният двигател е изобретен преди половин век от известния руски учен Константин Едуардович Циолковски. Тези двигатели откриват невиждана възможности за завоюване на големи скорости, височини и далечини на летенето. Циолковски започнал да се интересува от въпросите за реактивното движение още в края на миналия век. След смъртта на учения в неговата архива е бил открит непубликуваният ръкопис на статията му „Свободното пространство“, написана в 1883 година. В тази статия се разглеждат принципите на летенето във въздушното пространство с помощта на реактивен двигател. В 1896 година Циолковски започнал да пише повестта си „Извън земята“, в която като междупланетен кораб се описва ракета.

Първият печатан труд на Циолковски се появява през 1903 година. Това е статията му „Изследване на въздушното пространство с реактивни прибори“. В този свой класически труд Циолковски излага основите на разработената научна теория за ракетно летене — ракетодинамиката. В тази си работа той пръв в света дава идеята за ракетен двигател, работещ с течно топливо, и дава принципната му схема. Тази схема е предшествувала проектите, осъществени 30—40 години след излизането на труда на Циолковски. Не е чудно, че са изтекли толкова години, преди идеята на Циолковски да получи практическо приложение и да бъдат създадени първите течно-ракетни двигатели. Когато Циолковски изобретил течно-ракетния двигател, авиацията правела своите първи крачки, хората едва започвали да се учат на изкуството да летят — и в тия времена такъв двигател, предназначен за големи скорости, разбира се, не е можел да намери приложение.

Принципът на работа на предложенията от Циолковски течно-ракетен двигател става ясен, като разгледа дадената по-долу схема на междупланетния кораб с такъв двигател (фиг. 27).

Този двигател е трябвало да работи с течно гориво, една част от което е въглеводородно гориво (бензин, керосин и т. н.), а друга — течен кислород, използуван като окислител.



Фиг. 27. Схема на космическия ракетен кораб на К. Е. Циолковски (1903)

Помпите подават двете течности в горивната камера на двигателя, където изгарят: едната течност гори в другата. Образуващите се при изгарянето нагорещени газове излизат навън от двигателя през соплото с голяма скорост, като създават реактивна теглителна сила, необходима за летенето на въздушния кораб.

Трябва да се отбележи, че Циолковски е разработвал не само проблемите на далечното бъдеще, свързани с космическите кораби, но е написал и редица трудове, посветени на използването на ракетните и въздушно-реактивните двигатели в самолетите.

Нему принадлежи пророческото предсказване, което се събъдва сега пред очите ни: „След ерата на витловите аероплани трябва да следва ерата на реактивните аероплани.“ Това знаменито предвиж-

дане на учения било направено тогава, когато още нито един реактивен самолет не се е издигал във въздуха, когато в повечето страни към самата идея за създаване на реактивен самолет са се отнасяли като към утопическа измислица. Днес ние с пълно право можем да кажем, че ерата на реактивната авиация е настъпила.

Изследванията на Циолковски в областта на реактивната техника са разнообразни и многообройни. Те засягат законите за движението на ракетата в различни условия, теорията и конструкцията на течно-ракетния двигател и другите реактивни двигатели (някои от които са били предложени за пръв път от Циолковски), конструкциите на ракетните летателни апарати,топливото за ракетните двигатели и много други. Много от ценните открития и изобретения на Циолковски се използват широко в съвременната ракетна техника. Няма нито една що-годе значителна проблема от ракетоплаването, над която да не е работил Циолковски, за която той да не е предложил оригинални и смели решения, прочертавайки нов път в науката.

Ето защо с пълно право Циолковски може да се счита за родоначалник на съвременната ракетна техника.

Малко по-късно и отначало независимо от Циолковски над проблемите по ракетоплаването е работил и талантливият изобретател Ю. В. Кондратюк. Редица нови въпроси е разрешил и рано починалият ентузиазист в ракетното дело инженер Ф. А. Цандер, първият руски инженер, посветил целия си живот на работа в областта на ракетната техника. За развитието на ракетната техника в Русия са допринесли много и В. П. Ветчинкин, М. К. Тихонравов, В. П. Глушко, С. П. Ко-

ролев, А. М. Исаев и други руски изследователи, конструктори и инженери. Благодарение на техния самоотвержен труд съветската наука и техника заемат челно място в тази нова и толкова многообещаваща област.

Въпреки че официалната буржоазна наука премълчава и изврещава истинската роля на руските учени, учени от цял свят нееднократно са признавали приоритета на руската наука в областта на ракетоплаването и члената роля на Циолковски в ракетната техника. Ето например какво е писал на Циолковски на времето си видният немски учен Оберт: „Вие запалихте искрата и ние ще положим всички усилия, за да се създаде голямата мечта на човечеството.“

Целият си живот Циолковски е посветил на науката, но едва при съветската власт неговият гений се прояви с пълна сила: на Циолковски бяха създадени всички условия за работа и той можа всесъзло да се отдава на любимата си работа — ракетната техника. „Само Октомври — пише Циолковски — донесе признание на труда на самомука.“ Ето защо никак не е чудно, че за седемнадесетте години, през които живя Циолковски след Октомври, той написа и отпечата четири пъти повече трудове, отколкото през целия си предишен живот — 550 труда от общо 675.

В 1935 година, няколко дни преди смъртта си, Циолковски предава „всички свои трудове в областта на авиацията, ракетоплаването и междупланетните съобщения на большевишката партия и съветската власт — истинските ръководители на човешката култура“, както писа патриотът учен в своето писмо.

Всички трудове на Циолковски и на първо място трудовете му по космонавтика са пропити с високите идеи на хуманизма. Добре се е изразил за Циолковски академик Ферсман: „Борбата за космическата ракета беше за него само един от пътищата към създаване на новото човешко общество и новия човек.“

Съветският народ дълбоко тачи паметта на Циолковски, грижи се за неговото научно наследство, претворява в действителност идеите на учения. В дома, където той е живял и работил в град Калуга, на негово име е създаден музей, който е широко известен сред хилядите трудещи се в съветската страна. Името на Циолковски служи на съветския народ като символ на смелост в научната мисъл, трудолюбие, творческо дерзание и вярна служба на своята родина.

ТОПЛИВО ЗА ТЕЧНО-РАКЕТНИЯ ДВИГАТЕЛ

Най-важните свойства и характеристиката на течно-ракетния двигател преди всичко се определят от топливото, което се използва в него.

Основното качество, на което трябва да отговаря топливото на ТРД, е високата му топлотворна способност, т. е. голямо количество топлина, отделяща се при изгарянето на един килограм топливо. Разбира се, при изгарянето си топливото трябва да отделя не само топлина, но и да образува голямо количество газове, които да поглъщат тази топлина и да могат да извършват работа.

Колкото топлоспособността на топливото е по-голяма, толкова при еднакви условия ще бъдат по-големи скоростта и теглителната сила на двигателя. По-правилно е да се прави сравнение

между различните топлива не по тяхната тоцлю-
способност, или, както понякога се нарича, кало-
ричноста, непосредствено по скоростта на изти-
чането, която те осигуряват при еднакви условия,
или пък по относителната теглителна сила.

Освен тези главни свойства на топливото за
течно-ракетните двигатели, то трябва да отговаря
и на някои други условия. Така например голямо
значение има относителното тегло на топливото,
тъй като запасът от топливо в самолета или ра-
кетата обикновено се ограничава от неговото тегло
и от обема на резервоарите. Ето защо колкото по-
голяма е плътността на топливото, т. е. колкото
по-голямо е относителното му тегло, толкова
повече топливо по тегло ще поберат резервоарите
и следователно толкова продължителността на
летенето ще бъде по-голяма. Важно е също то-
пливото да не предизвика корозия, т. е. разяж-
дане на частите на двигателя, да бъде безопасно
съхраняването му на място и превозването, да
не бъде дефицитно и пр.

Днес за течно-ракетните двигатели най-често се
използват тъй наречените двукомпонентни то-
плива или топлива с разделено подаване. Те се
наричат така, защото се състоят от две течности,
наречени в отделни резервоари. Едната от
съхранявани във водород и въглерод, а понякога съдържа и други
химически елементи — кислород, азот и др.

Другата компонентна на топливото, така наре-
ченият окислител, съдържа кислород, необхо-
дим за горенето, т. е. за окисляване на горивото,
откъдето е получила и името си. За окислител
може да служи чистият кислород в течно състоя-

ние, озон или някакъв друг кислородносител, т. е. вещества, съдържащи кислород в химическо свързано състояние, например водороден окис, азотна киселина и други кислородни съединения. Както е известно, във въздушно-реактивните двигатели, както и при обикновените двигатели с вътрешно горене, за окислител служи атмосферният кислород.

Двете течности на двукомпонентното топливо по отделни тръби се подават в горивната камера, където протича горивният процес, т. е. окисляването на горивото с кислорода на окислителя. Тогава се отделя голямо количество топлина, вследствие на което газообразните продукти от горенето се нагряват до висока температура.

Наред с двукомпонентните топлива съществуват и така наречените еднокомпонентни, или унитарни топлива, т. е. горивото и окислителя представляват една течност. Еднокомпонентните топлива могат да бъдат или смес от две вещества, които влизат в реакция само при определени условия на горене или едно химическо вещество, което при известни условия, обикновено в присъствието на катализатор (вещество, ускоряващо химическите реакции), се разлага. При разлагането му се отделя топлина. Такова едно компонентно топливо е например силно концентрираният водороден прекис (H_2O_2).

Водородният прекис като еднокомпонентно топливо се използва ограничено. Това се обяснява с факта, че при разлагането на водородния двуокис, при което се образуват водни пари и газообразен кислород, се отделя сравнително малко количество топлина. Вследствие на това скоростта на изтичане е сравнително малка и практически не надминава 1200 м/сек. Тъй като

температурата при разлагането на водородния двуокис е сравнително малка (500°C), такава реакция обикновено се нарича „студена“ за разлика от реакцията при горенето, където се използва водородният двуокис, но като окислител. При тази реакция се получава температура няколко пъти по-голяма („гореща“ реакция). По-нататък ние ще се запознаем със случайте, когато се използва „студената“ реакция при разлагането на водородния двуокис.

Практически всички съществуващи течно-ракетни двигатели работят с двукомпонентни топлива. Еднокомпонентните топлива не се използват, тъй като при топлотворна способност, по-голяма от 800 кал/кг, те са взривоопасни.

Съставът на топливото, т. е. изборът на определена двойка „гориво — окислител“, може да бъде най-различен, макар че напоследък се предпопочват няколко определени комбинации, получили най-широко приложение. Наред с това сега енергично се търси по-добро топливо за ТРД и в това отношение действително съществуват големи възможности.

Използваните днес двукомпонентни топлива обикновено се делят на самореагиращи, или самозапалващи се, и несамореагиращи, или топлива с принудително запалване. Самозапалващото се топливо, както показва самото му име, се състои от такива компоненти „гориво — окислител“, които при смесването им в горивната камера на двигателя се самозапалват. Реакцията на горенето започва веднага след съприкосновението на двете компоненти и трае до пълното изразходване на една от двете. Несамозапалващото се топливо изисква специални приспособления за запалване на сместа. Тези запални приспособления са:

впръскване на някакви самозапалващи се течности, различни пиротехнически запалки, като например показаната на фиг. 20, електрическо запалване (обикновено за сравнително маломощни двигатели) и други, необходими само при първоначално пускане на двигателя. При установена работа на двигателя новите порции топливо, постъпващи в горивната камера, се запалват от съществуващото вече в горивната камера постоянно огнище или както казват, от горящия факел.

Сега се използват както самозапалващи се, така и несамозапалващи се топлива. Трудно е да се даде предпочтение на което и да било от двата вида топливо, тъй като и двата вида имат сериозни недостатъци.

Несамозапалващото се топливо е много опасно при експлоатация, тъй като поради неизправност в запалването при пускане на двигателя или евентуално прекъсване на горенето през време на полет в горивната камера само за няколко стотни от секундата се събира голямо количество топливо. Това топливо, което представлява особено силна взривна смес, при възпламеняването си почти винаги причинява взрив и катастрофа.

От друга страна, познатите самозапалващи се топлива обикновено имат малка топлотворна способност в сравнение с несамозапалващите се. Освен това те трябва да се използват заедно със специални добавъчни вещества, които осигуряват енергично начало и по-нататъшно противане на реакцията на горенето, т. е. тъй наречените подбудящи вещества и катализатори. Тези вещества, прибавени към окислителя или горивото, усложняват експлоатацията му, тъй като то става нееднородно и се налага да се вземат предвид

разслояването и другите свойства на нееднородните течности. Но най-големият недостатък на това топливо е опасността от пожар при манипулиране с него. При най-малкото едновременно пропускане на двете компоненти на топливото може да възникне пожар на самолета или ракетата, като при смесване на компонентите на топливото те се възпламеняват.

Кои топлива най-много се употребяват днес?

Като окислител най-често се използват течният кислород и азотната киселина; използва се също така и водороден двуокис. Всеки от тези окислители има своите предимства и недостатъци. Трябва да се каже, че именно окислителите преди всичко оказват влияние върху конструкцията на течните ракетни двигатели, които често се делят в зависимост от вида на употребявания окислител на азотно-кислородни двигатели, кислородни двигатели и т. н.

Течният кислород има това предимство, че е 100-процентов окислител, т.е. не съдържа излишни вещества, които не вземат участие в горенето (както е при другите два окислителя). Вследствие на това за изгаряне на едно и също количество гориво се изиска по-малко по тегло кислород, отколкото ако се използват други окислители. Един от недостатъците на кислорода е той, че той, както е известно, се намира в газообразно състояние. За превръщането на кислорода в течно състояние се налага той да се охлажда до температура минус 183° С и да се съхранява в специални термусни резервоари. Даже и в такива резервоари течният кислород се изпарява, поради което кислородът може да се използува само когато зареждането на резервоарите се извършва непосредствено преди излитането.

Водородният прекис (водородният двуокис), който се употребява като окислител, има много голяма концентрация — почти 90%. Производството на такъв водороден прекис е много сложно и то е било усвоено само във връзка с използването му като окислител за течно-ракетните двигатели. Концентрираният водороден прекис е много неустойчив, т. е. при съхраняването му се разлага, което създава сериозни неудобства при съхраняването му; за тази цел се използват различни стабилизиращи прибавки към водородния прекис.

Азотната киселина е неудобна поради това, че във водни разтвори предизвиква корозия върху много от металите: обикновено тя се съхранява в алюминиеви резервоари. Трябва да се каже, че водородният прекис и азотната киселина отстъпват на кислорода по топлоспособност на топливото при едно и също гориво.

Напоследък за гориво се използват продуктите на нефта, петрол (керосин) и бензин, а също така спирт и анилин, при което първите се използват с азотна киселина, а последните с течен кислород. Топливото, състоящо се от течен кислород и петрол или бензин, би притежавало по-голяма топлотворна способност, но и до днес то не е получило широко приложение, тъй като поради високата температура охлаждането на двигателя при горенето е затруднено.

Във връзка с по-голямата топлотворна способност на течните топлива в сравнение с барута, скоростта на изтичащите газове от течните ракетни двигатели е по-голяма, отколкото при барутните, а именно 2000—2500 $m/сек$ вместо 1500—2000 $m/сек$, при което горната граница се отнася за топливата с течен кислород. За сравнение ще кажем, че при изгарянето на бензина във въздуха

при въздушно-реактивните двигатели скоростта на изтичането на продуктите от горенето не надминава 700—800 м/сек.

Трябва да се отбележи, че използващите се днес топлива за течно-ракетните двигатели имат сериозни недостатъци, преди всичко малка топловорна способност, поради което не могат да се смятат за задоволителни. Изследването и подбирането на нови подобрени топлива е една от най-важните задачи за усъвършенстване на течно-ракетните двигатели.

Още по-голяма и неотложна е задачата да се разработят такива конструкции на течно-ракетни двигатели, които биха позволили да се използват най-рационално съществуващите топлива, без да споменаваме за новите, вече по-усъвършенствани топлива. Най-важното условие, на което в случая трябва да отговаря двигателят, е сигурната му работа при много високи температури, развиени при горенето на висококалорийните топлива.

КАК Е УСТРОЕН И КАК РАБОТИ ТЕЧНО-РАКЕТНИЯТ ДВИГАТЕЛ

Течно-ракетният двигател (ТРД) се използва при тежките ракетни снаряди за противовъздушната отбрана, при далекобойните и стратосферни ракети, ракетните самолети, ракетните авиобомби, въздушните торпеди и т. н. Понякога ТРД се използват и като стартови двигатели за улесняване излитането на самолета.

Имайки предвид основното назначение на ТРД, ние ще се запознаем с тяхното устройство и работа, като разгледаме два двигателя: единия — за далечна или стратосферна ракета и другия — за ракетен самолет. Тези конкретни двигатели още далеч

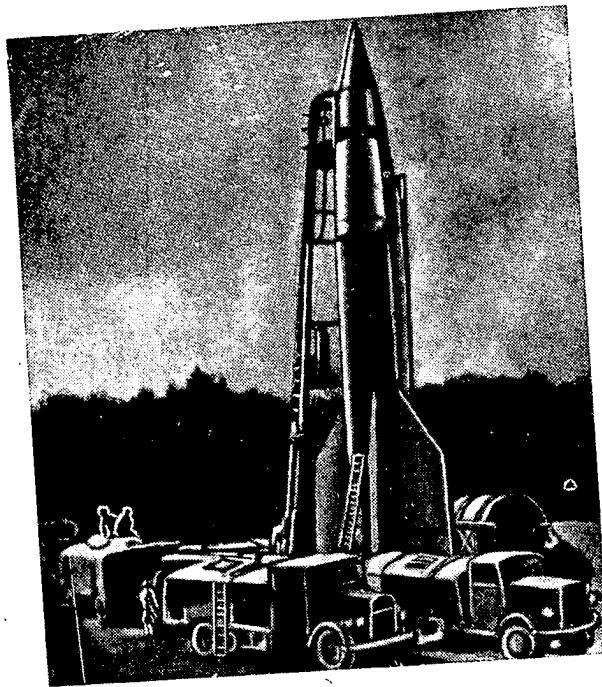
са типични и разбира се, отстъпват по своите качества на най-новите двигатели от този тип, но все пак те са характерни и дават достатъчно ясна представа за съвременните течно-ракетни двигатели.

Течно-ракетни двигатели за далекобойни или стратосферни ракети

Ракетите от този тип са се използвали или като дългобойни свръхтежки снаряди, или за изследване на стратосферата. За военни цели те бяха използвани от германците за бомбардирание на Лондон през 1944 година. Тези ракети са имали около един тон взривно вещество и далечина на полета около 300 км. Ако се използват за изследване на стратосферата, в главата на ракетите се поставят различни изследователски апарати, които обикновено имат приспособления за отделяне от ракетата и спускане с парашут. Височината на изкачване на ракетата е около 150—200 км.

Външният вид на такава ракета е даден на фиг. 28, а разрезът ѝ — на фиг. 29.

Фигурите на хората, стоящи до ракетата, дават представа за впечатлителните ѝ размери; общата ѝ дължина е 14 м; диаметърът — около 1,7 м, а диаметърът на опашните плоскости — 3,6 м; теглото на напълно стъклената ракета с взривител е 12,5 т. Ракетата се движи от течно-ракетен двигател, разположен в задната ѝ част. Общийят вид на двигателя е показан на фиг. 30. Двигателят работи с двукомпонентно топливо — обикновено с винен (етилов) спирт 75 процента и течен кислород, което се съхранява в два отделни големи резервоара, показани на фиг. 29. Топливният запас на ракетата е около 9 т, което предста-



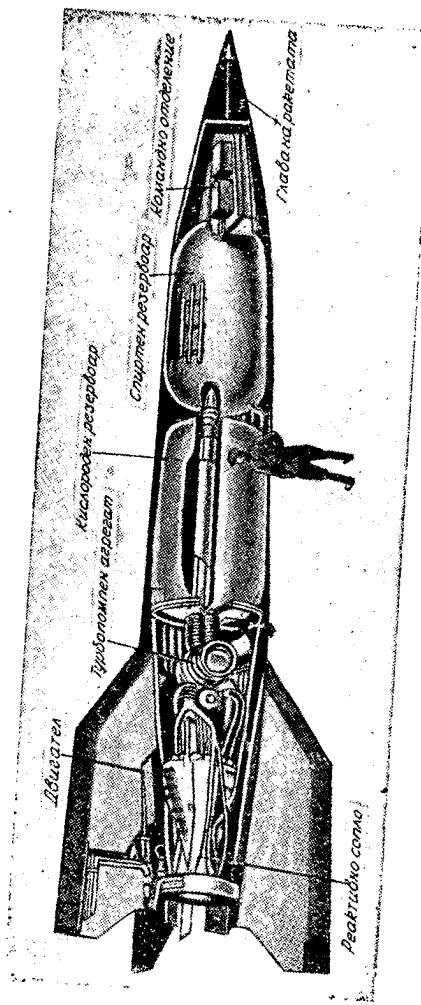
Фиг. 28. Подготовка на стратосферна ракета за пускане

влива почти три четвърти от общото тегло на ракетата, а обемът на топливните резервоари заема голяма част от нейния обем.

Въпреки че топливото е толкова много, то стига едва за 70 секунди работа на двигателя, т. е. малко повече от една минута, тъй като двигателят разходва повече от 125 кг топливо в секунда.

Количеството на двете компоненти на топливото — спирта и кислорода — се пресмята така, че те да

Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8



Фиг. 29. Разрез на стратосферна ракета

изгорят едновременно. Тъй като за изгарянето на един килограм спирт в дадения случай се разходва около 1,3 кг кислород, то резервоарът за гориво трябва да побира около 3,8 *m* спирт, а резервоарът за окислителя — около 5 *m* течен кислород.¹

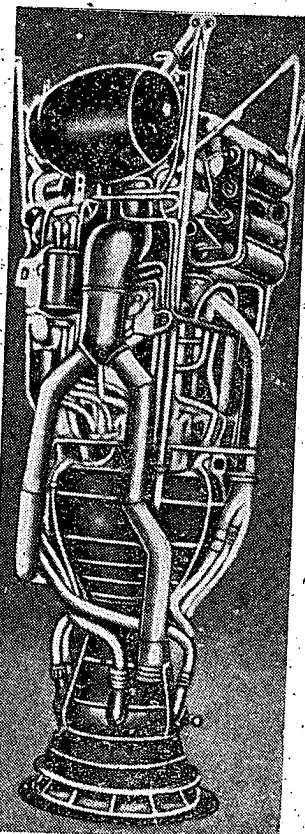
Когато се използува спирт, който изисква за горенето значително по-малко кислород, отколкото изискват бензинът или керосинът, зареждането на двата резервоара само с един вид гориво (спирт) при използуването на атмосферния кислород би увеличило продължителността на работата на двигателя 2—3 пъти. Това налага на борда на ракетата да има окислител.

Неволно възниква въпросът, как ракетата покрива разстоянието 300 км, щом двигателят работи само около една минута?

Обяснението на въпроса дава фиг. 31, на която са показани траекторията на летенето на ракетата и изменението на скоростта по траекторията.

Ракетата се пуска от специална уредба във вертикално положение с помощта на леко пусково устройство, което се вижда на фиг. 28. След пускането ѝ ракетата отначало се издига почти вертикално, а след 10—12 секунди започва да се отклонява от вертикалата и под действието на кормилата, управлявани от жироскопи, се движи по траектория, близка към окръжност. Това

¹ За пълното изгаряне на 1 кг спирт са необходими по-малко от 2 кг кислород. В ракетния двигател разходът на кислород е по-малък, при което се оказва, че относителната тяга расте, а температурата на газовете в горивната камера се намалява, което облекчава задачата по охлаждане на двигателя.



Фиг. 30. Двигател на стратосферна ракета. Този двигател развива тяга, равна на 25 m , такава, каквато е тягата на мощните локомотиви

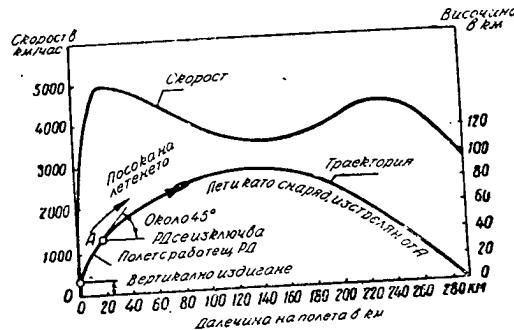
Траекторията на по-нататъшният полет е близка към параболата, общото време на летене е равно

летене продължава през цялото време, докато работи двигателят.

Когато скоростта на ракетата достигне определена стойност, приборите за управление изключват двигателя; в този момент в резервоарите на ракетата вече почти няма топливо. Височината, на която се е издигнала ракетата, вече е 35—37 km , а останалата сключва с хоризонта ъгъл 45^0 (на това положение на ракетата съответствува точка A от фиг. 31).

Такъв ъгъл на възвишение осигурява летене на ракетата на максимална далечина, когато тя се движи по инерция. По същия начин би се движили и артилерийски снаряд, излетял от оръдие, намиращо се на височина 35—37 km .

приблизително на 5 минути. Максималната височина, която се достига от тия ракети, е 95–100 км, а стратосферните ракети достигат значително по-големи височини (над 200 км). На фотоснимките, направени от такава височина от специални апарати, монтирани в ракетата, вече ясно се вижда кълбообразната форма на земята (фиг. 32).



Фиг. 31. Траектория и скорост на летене на ракетата

Интересно е да се проследи как се изменя скоростта на летенето по траекторията. Към момента на изключването на двигателите, т. е. след 60-секундно летене, скоростта на ракетата достига най-голямо значение и е равна на около 5500 $км/час$, т. е. 1525 $м/сек$. Именно в този момент мощността на двигателя е най-голяма и достига при някои ракети почти 600 000 конски сили. По-нататък под действието на силата на теглото скоростта на ракетата се намалява, а след достигане на най-високата точка от траекторията пак по същата причина започва да нараства, докато ракетата навлезе в плътните слоеве на атмосфера.

рат. През цялото време на летене, освен в нача-
лния участък-разгона, скоростта на ракетата
значително надвишава скоростта на звука, сре-
дната скорост по цялата траектория е около 3500
км/час и даже на земята ракетата пада с два и
половина пъти по-голяма скорост от скоростта на
звука (с 3000 км/час).

Но такава голяма скорост на ракетата означава,
че да се открие нейното приближаване с помощта
на обикновените звукоуловители, използвани в
авиацията или морския флот, е невъзможно, и
за целта се изискват съвсем други методи. Тия
методи са основани на принципа на използването
не на звука, а на радиовълните: радиовълните се
разпространяват със скоростта на светлината.
Тази скорост е равна на 300 000 км/сек и е, разбира
се, повече от достатъчна, за да отбележи прибли-
жаването на бързо летящата ракета.

С голямата скорост на ракетата е свързана още
една проблема. При големи скорости на летене в
атмосферата поради съпротивлението и нагрява-
нето на въздуха, връхлитащ върху ракетата,
температурата на корпуса ѝ силно се повишава.
Пресмятането показва, че температурата на стени-
те на такава ракета (фиг. 32) достига 1000—1100°C.
Изпитанията са покazали наистина, че в действи-
телност тази температура е значително по-малка
поради охлаждането на стените от топлопровод-
ността на материала и излъчването навън, но
все пак тя достига 600—700°C, т. е. ракетата се
нагрява до червено. С увеличаване скоростта на
летенето на ракетата температурата на стените ѝ
бързо ще нараства и може да стане сериозна
пречка за по-нататъшното нарастване на скоростта.
Нека си припомним, че метеоритите (небесните
камъни) се движат с огромна скорост — десетки

километри в секунда — и щом навлязат в земната атмосфера, обикновено „изгарят“ и онова, което ние приемаме за падащ метеорит (падаща звезда), е в действителност само нагорещи сгъстени



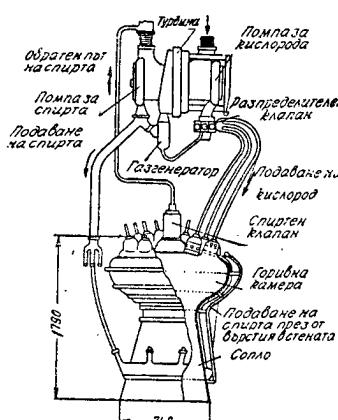
Фиг. 32. Фотоснимка на земята, направена от ракета, летяща на височина около 150 км

газове и въздух, образувани от движението на метеорита в атмосферата с голяма скорост.¹ Ето защо летенето с много големи скорости е въз-

¹ Обикновено размерът на метеоритите е много малък — не повече от 1 м. До земята достигат най-големите метеорити, които не успяват да изгорят, а само се разтапят по повърхността. Ето защо падането на метеорити на земята е редко явление.

можно само в горните слоеве на атмосферата, където въздухът е разреден, или пък в стратосферата. Колкото по-близо до земята се лети, толкова допустимите скорости са по-малки.

Схемата на двигателя на ракетата е показана на фиг. 33. Прави впечатление особената простота на двигателя в сравнение с обикновените бутални авиационни двигатели.¹



Фиг. 33. Схема на двигателя на ракетата

мическата енергия на горивото в топлина, а в соплото — преобразуване на топлинната енергия на продуктите от горенето в кинетична енергия от газови струи, изтичащи от двигателя в атмосферата.

¹ Разбира се, тук става дума за простота на схемата на ракетния двигател в сравнение с двигателите с вътрешно горене. В сравнение с другите ТРД този двигател не се отличава с особена простота. В конструкцията му има не малко сложни елементи, особено в системата за управление и регулиране.

Особено характерно за ТРД е почти пълното отсъствие на движещи се части. Основните елементи на двигателя са горивната камера, реактивното сопло, парогазгенераторът и турбопомпеният агрегат за подаване на горивото и система за управление.

В горивната камера става изгарянето на горивото, т. е. преобразуването на химическа енергия на горивото в топлина, а в соплото — преобразуване на топлинната енергия на продуктите от горенето в кинетична енергия от газови струи, изтичащи от двигателя в атмосферата.

Налагането в горивната камера е 15—16 атмосфери, а температурата достига 2400—2500°C. Характерно за горивната камера е това, че там се получава огромно количество топлина, която се отделя в нея за единица време, или както се назава, топлонапрежение на камерата. В това отношение горивната камера на течно-ракетните двигатели превъзхожда известните в техниката други котелни устройства — като пещите на котлите, цилиндриите на двигателите с вътрешно горене, горивните камери на въздушно-реактивните двигатели и други. В дадения случай в горивната камера на двигателя за една секунда се отделя такова количество топлина, което е достатъчно, за да закипи повече от 1,5 т ледена вода.

За да не се повреди горивната камера при такова голямо количество топлина, необходимо е интензивно да се охлаждат нейните стени, както и стените на соплото. За тази цел, както се вижда от фиг. 33, горивната камера и соплото се охлаждат с горивото — спирта, който отначало умива техните стени и загрят вече постъпва в горивната камера. Тази система за охлажддане, предложена още от Циолковски, е удобна още и поради това, че отнетата от стените топлина не се губи, а се връща отново в горивната камера (такава система на охлажддане понякога се нарича регенеративна). Обаче само външното охлажддане на стените на двигателеля е недостатъчно и за намаляване на температурата на стените се използва едновременно и охлажддане на вътрешната им повърхност. За тая цел стените на редица места имат малки канали, разположени в няколко пръстеновидни пояса, така че през тия отвърстия във вътрешността на камерата и соплото да постъпва спирт (около $1/10$ част от общия му разход). Студеният

пласт от тоя спирт, който протича и се изпарява по стените, ги предпазва от непосредственото съприкосновение с факелния пламък и по този начин снижава температурата им. Въпреки че температурата на газовете, които мият отвътре стените, достига 2500°C , температурата на вътрешната повърхност на стените, както са показвали изпитанията, не надминава 1000°C .

Топливото се подава в горивната камера посредством 18 горелки (форкамери), разположени в члената ѝ част. В тия горелки кислородът постъпва през централните форсунки (пулверизатори), а спиртът, излизащ от охладителната ризница — през пръстен от малки форсунки, разположени около горелките. По този начин се осигурява достатъчно добро смесване на топливото, необходимо за пълното му изгаряне през краткото време, през което то се намира в горивната камера (стотни части от секундата).

Реактивното сопло на двигателя е изработено от стомана, формата му, както добре се вижда от фиг. 33, представлява отначало стесняваща се, а после разширяваща се тръба (сопло на Лавал).

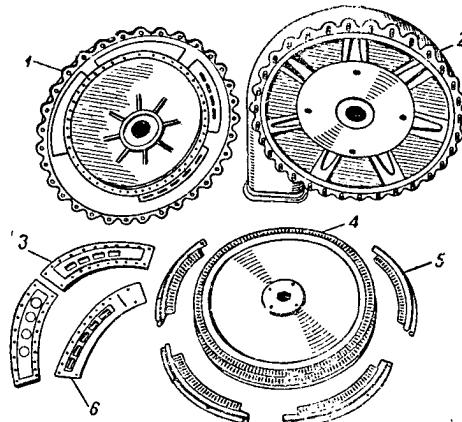
Както споменахме и по-горе, такава форма имат и соплата на барутните ракетни двигатели. С какво се обяснява тая форма на соплото? Както е известно, соплото има за задача да осигури пълно разширяване на газовете с цел да се получи най-голяма скорост на изтичането им. За увеличаване скоростта на изтичане на газовете от тръбата, сечението ѝ отначало постепенно трябва да намалява, както това става при изтичането на течности (например водата). Скоростта на движението на газовете ще се увеличава обаче само дотогава, докато тя стане равна на скоростта на разпространение на звука в газа. По-нататъшното увеличава-

ване на скоростта за разлика от течностите ще бъде възможно само ако тръбата е разширена; тази разлика между изтичането на газовете и изтичането на течностите се обяснява с това, че течностите са несвиващи, а обемът на газа при разширение силно се увеличава.

В гърлото на соплото, т. е. в най-тясната му част, скоростта на газа винаги е равна на скоростта на звука в газа, в случая — около 1000 m/sec . Скоростта на изтичането, т. е. скоростта при изходното (задното) сечение на соплото, е равна на 2100—2200 m/sec . В този случай относителната сила ще бъде около 220 $kg\ sec/kg$.

Топливото се подава от резервоарите към горивната камера под налягане с помощта на помпи, задвижвани от турбина, комбинирана заедно с нея в един турбопомпен агрегат, както това се вижда от фиг. 33. В някои двигатели топливото се подава под налягане, което се създава в горивните резервоари с помощта на някакъв неутрален газ — например азот, съхраняван в специални бутилки под голямо налягане. Тази газобутилкова система на подаване на топливото е по-проста от помпената, но при по-голяма мощност на двигателя тя е по-тежка. Обаче и при помпено подаване на топливото при описания от нас двигател резервоарите, както кислородните, така и спирните, се намират под известно свръхналягане отвътре, което облекчава работата на помпите и предпазва резервоарите от смачкване. Това налягане (1,2 — 1,5 атмосфери) се създава в спирните резервоари с помощта на въздух или азот, а в кислородните — от парите на изпаряващия се кислород.

Конструкцията и основните части на турбопомпения агрегат са дадени на фиг. 34, 35 и 36.



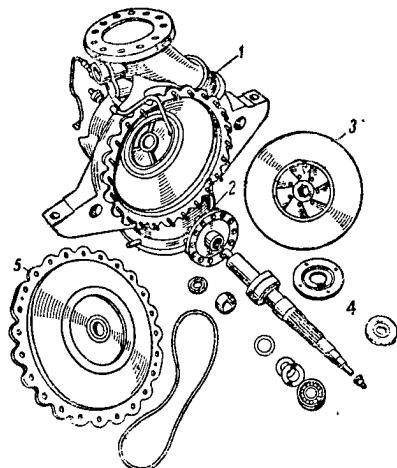
Фиг. 34. Основни части на турбината на ракетен двигател:

1 — тяло при входа и 2 — тяло при изхода на парогаза; 3 — входен колектор за парогаза; 4 — турбинно колело; 5 — секция на междинния направляващ апарат; 6 — секция на сопловия апарат

Както се вижда, този агрегат представлява твърде сложна машина, така че съвременният течно-ракетен двигател не е така прост, както може би изглежда на пръв поглед при разглеждане на неговата принципна схема.

Двете центробежни помпи представляват специални, въртящи се в големи обороти крилчатки, монтирани в тялото на помпата. Турбината, която движки помпите, е двустепенна, т. е. на нейното колело са прикрепени два реда лопатки, между които има неподвижни лопатки, закрепени в тялото на турбината.

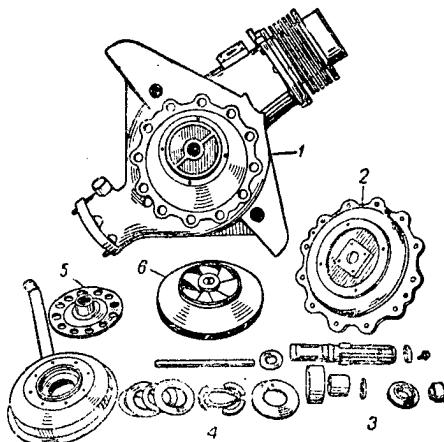
Турбината работи с парогазова смес, получена при разлагането на водородния прекис в специален парогазгенератор (фиг. 37).



Фиг. 35. Спиртна помпа на ракетен двигател:
1 — тяло (корпус); 2 — съединител; 3 — крилчатка;
4 — вал; 5 — капачка

В него протича студената реакция на разлагане на водородния прекис.

От специално резервоарче към парогазгенератора се подава натриев перманганат, който се явява като катализатор, ускоряващ разлагането на водородния прекис. При първоначално пускане на ракетата водородният прекис под налягането на азота постъпва в парогазгенератора, в който започва бурна реакция на разлагането на прекиса с отделяне на водни пари и газообразен кислород (това е тъй наречената „студена“ реакция, използвана понякога и за създаване на теглителна сила, по-специално при стартовите ТРД). Парогазовата смес, която има температура около 400°C и налягане, по-голямо от 25 атм., попада в коле-

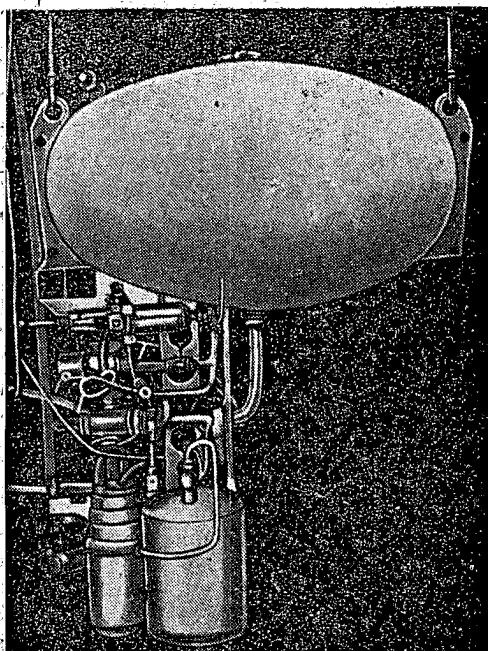


Фиг. 36. Кислородна помпа на ракeten двигател:

1 — тяло (корпус); 2 — капачка; 3 — вал; 4 — пръстеновидно уплътнение; 5 — съединителна муфа; 6 — крилчатка

лото на турбината и след това се изхвърля в атмосферата. Мощността на турбината се използва напълно за задвижване на двете топливни помпи. Тази мощност в действителност не е така малка — при 4000 оборота на колелото тя достига почти 500 к.с.

Тъй като сместа от кислород и спирт не представлява самореагиращо гориво, то за първоначално запалване е необходимо да бъде предвидена някаква запална система. В двигателя запалването на сместа става с помощта на специална запалка, представляваща горящ факел. Обикновено за целта се използват пиротехнически средства, т. е. барутен възпламенител, състоящ се от няколко барутни патрона, закрепени на колелото. Това



Фиг. 37. Парогазгенератор на ракета

колело се върти вътре в горивната камера на ос, която е вмъкната в нея през соплото и се прикрепя към пусковата уредба на ракетата. Въртенето на колелото, необходимо за равномерното разпределение на пламъка на възпламенителя, се осигурява от действието на газовите струи, изтичащи от изгарящите барутни патрони, както в известното сегнерово колело.

Пускането на ракетата става по следния начин: когато запалният факел на възпламенителя се запали, топливните клапани се отварят и през

тях от резервоарите към горивната камера потича спирт и кислород. Управлението на тези и останалите клапани в двигателя става със сгъстен азот или сгъстен въздух, съхраняван в батерия от бутилки с високо налягане. Когато топливото започне да гори, намиращият се наблизо наблюдател с помощта на електрически контакт включва подаването на водородния прекис в парогазгенератора. Започва да работи турбината, която задвижва помпите, подаващи спирт и кислород в горивната камера. Теглителната сила на двигателя започва да нараства и когато стане по-голяма от теглото на ракетата, последната излиза. От момента на запалването на запалния факел до момента, когато двигателят развие пълната си теглителна сила, изминават само няколко секунди. При спиране на ракетния двигател теглителната му сила се намалява до около 8 тона и само няколко секунди след това същият се изключва.

Особено важно при пускането е да се осигури строга последователност на подаването на двете компоненти на топливото в горивната камера.¹ В това се състои и най-важната задача на системата за управление и регулиране на двигателя. Ако в горивната камера се събере повече от една от компонентите на топливото (при положение, че се задържи притокът на другата компонента), обикновено избухва взрив, при който често пъти двигателят излиза от строя. Това заедно със случайните прекъсвания на горенето е най-честата причина за катастрофите при излитане на ТРД.

За отбелоязване е фактът, че теглото на двигателя е твърде малко в сравнение с развираната от него

¹ При описания двигател първоначално се подава кислородът, а след това спиртът.

теглителна сила. При положение, че теглото на двигателя е по-малко от 1000 кг, теглителната сила е 25 тона, така че относителното тегло, т. е. теглото, което се пада на 1 кг теглителна сила, е равно само на $\frac{1000}{25000} = 40$ г на 1 кг теглителна сила. За сравнение ще отбележим, че обикновеният витлобутален авиационен двигател има относително тегло 1—2 кг/кг, т. е. няколко десетки пъти по-голямо. Важно е също и това, че относителното тегло на ТРД не се мени с изменението на скоростта, докато относителното тегло на витлобуталния двигател бързо нараства с нарастването на скоростта за сметка на намалението на теглителната сила, развивана от витлото.

ТРД за ракетен самолет

Главното условие, на което трябва да отговаря течно-ракетният двигател, е да може да изменя развиваната от него теглителна сила в зависимост от режима на летене до пълно спиране и повторно пускане на двигателя през време на летенето.

Най-простият и разпространен начин за изменение теглителната сила на двигателя е регулиране подаването на топливото в горивната камера, вследствие на което се изменя налягането в нея, а оттам и теглителната сила на двигателя. Обаче този начин е неизгоден, тъй като с намаляването на налягането в горивната камера с цел да се намали теглителната сила се намалява и част от топлинната енергия на топливото, която преминава в скоростната енергия на изтичащите от двигателя газови струи. Това води до увеличаване на топлинния разход в час на един килограм теглителна сила, развивана от двигателя, т. е. при режим

на намалена теглителна сила двигателят работи по-неикономично.

За да се намали този недостатък, авиационните ракетни двигатели често пъти се правят вместо с по една горивна камера, с по няколко (от две до четири), което позволява при режим на работа на понижена теглителна сила да се изключват една или няколко камери. Регулирането на теглителната сила чрез намаляване на налягането в камерата, т. е. чрез подаване на топливото, се извършва и при този случай, но се използва само при малки диапазони на изменение на теглителната сила до половината от теглителната сила на изключените камери.

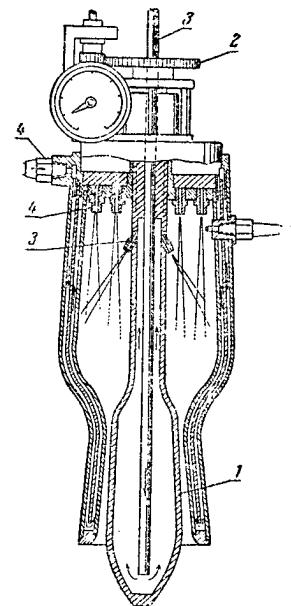
Най-подходящият начин за регулиране теглителната сила на течно-ракетния двигател би било изменяването на проходното сечение на соплото и при едновременно намаляване на подаваното топливо, тъй като при това намаляването на секундното количество на изтичащите от двигателя газове би се постигало при запазване на постоянно налягане в горивната камера, а следователно и постоянна скорост на изтичане. Такова регулиране на проходното сечение на соплото би могло да се осъществи например с помощта на подвижна игла със специален профил, както е показано на фиг. 38.

Обаче ако такава система на регулиране на проходното сечение на соплото може да намери приложение в някои турбореактивни двигатели, то прилагането ѝ при ТРД е свързано с големи трудности поради условията, при които работи иглата, умивана от газове с изключително висока температура.

На фиг. 39 е показан еднокамерен авиационен ТРД, а на фиг. 40 също такъв двигател, но с

допълнителна малка камера, която се използва при крайцерски режим на летене, когато се изисква малка теглителна сила. Основната камера в този случай се изключва напълно. На максимален режим работят и двете камери, при което голямата камера развива теглителна сила 1700 кг, а малката — 300 кг, така че общата теглителна сила е 2000 кг. По всичко останало конструкцията на двигателите си приличат.

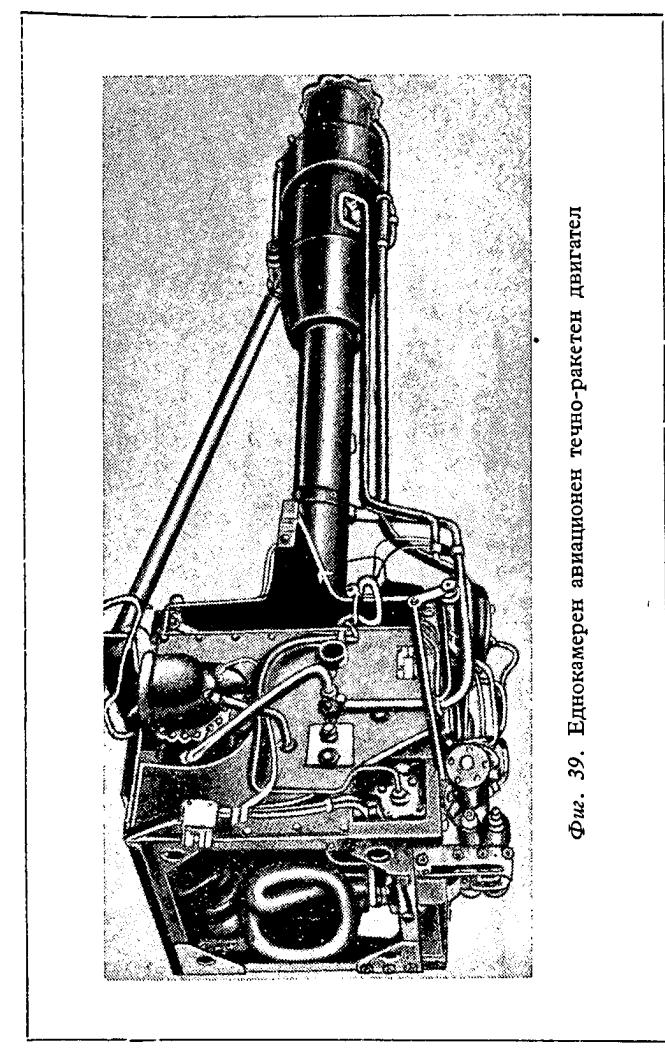
Двигателите, показани на фиг. 39 и 40, работят със самозапалващо се топливо. То се състои от водороден прекис (окислител) и хидразинхидрат¹ (гориво) в теглово съотношение 3:1. По-точно, топливото има сложен състав и се състои от хидразинхидрат, метилов спирт и медни соли като катализатор, който осигурява бързо протичане на реакцията (понякога се използват и други катализатори). Недостатъкът на това топливо се състои в това, че то предизвиква корозия на частите на двигателя.



Фиг. 38. Проект на течно-ракетен двигател с регулирана теглителна сила:
1 — подвижна игла; 2 — механизъм за придвижване на иглата; 3 — подавач на гориво;
4 — подавач на окислителя

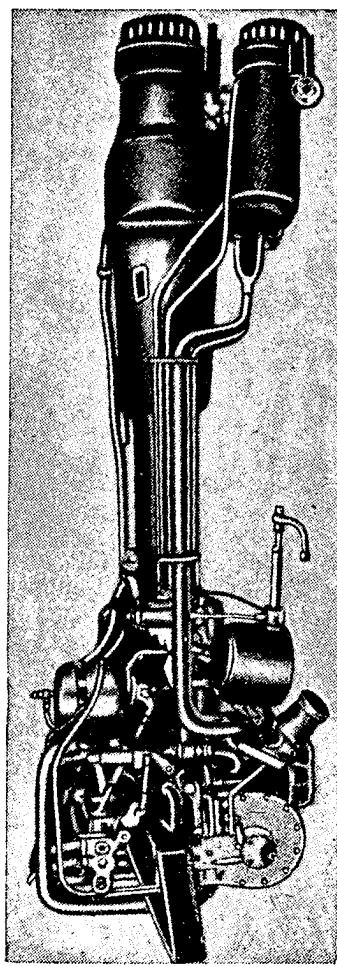
¹ Азотно-водородно съединение.

Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8



Фиг. 39. Еднокамерен авиационен течно-ракетен двигател

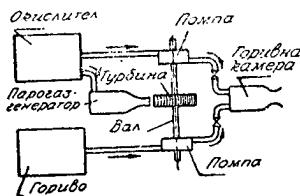
Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8



Фиг. 40. Двукамерен авиационен течно-ракетен двигател

Теглото на еднокамерния двигател е 160 кг, така че относителното му тегло е $160 : 1700 = 90 \text{ г/кг}$ тяга; дължината му е 2,2 м, а налягането в горивната камера — около 20 атм. При работа с минимално подаване на топливо с цел да се получи минимална теглителна сила, която е равна на 100 кг, налягането в горивната камера се намалява до 3 атм. Температурата в камерата достига 2500 градуса Целзии, а скоростта на изтичането на газовете от реактивното сопло на двигателя

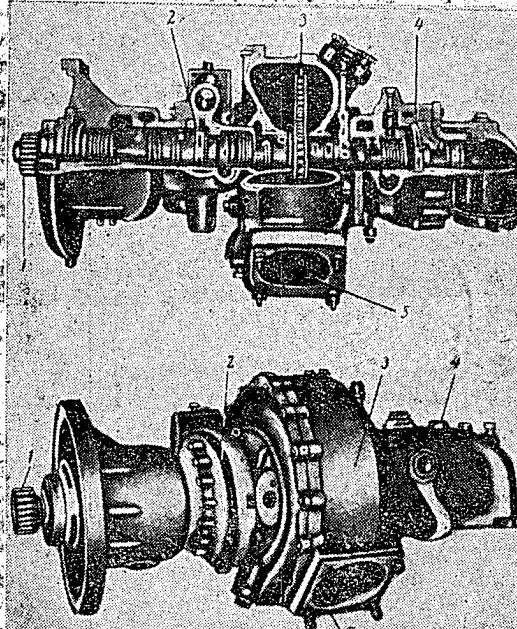
— около 2000 м/сек.



Фиг. 41. Схема на подаване на топливо при течно-ракетен двигател

Разходът на топливо е около 8,5 кг/сек, а относителният разход на топливо в час е около 18 кг на един килограм развива на от двигателя теглителна сила. При работа на минимална теглителна сила относителният разход на топливо се увеличава приблизително два пъти.

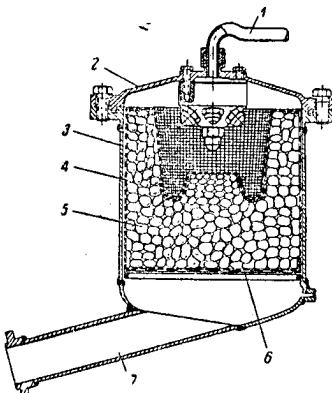
Схемата за подаване на топливо в двигателя е показана на фиг. 41. Както и при ракетния двигател горивото и окислителят, съхранявани в отделни резервоари, се подават под налягане (около 40 атм.) с помощта на помпи, движени от турбина. Общий вид на турбопомпения агрегат е показан на фиг. 42. Турбината работи с парогазова смес, която, както и по-рано, се получава от разлагането на водородния прекис в парогазов генератор, който и в този случай е напълнен с твърд катализатор — парчета твърди вещества, напоени с калиев перманганат (фиг. 43).



Фиг. 42. Турбопомпен агрегат на авиационен, течно-ракетен двигател.

1 — зъбчато колело на приводна пусковия електродвигател; 2 — помпа за окислител; 3 — турбина; 4 — помпа за гориво; 5 — газоизпускателна тръба на турбината.

Преди постъпването му в горивната камера, горивото охлажда стените на горивната камера и на соплото, циркулирайки в специална охладителна риза (фиг. 44). Количеството на подаваното гориво може да се мени през време на летенето чрез изменение на постъпващия приток водороден прекис в парогазгенератора. По този начин се изменят оборотите на турбината в турбопомпения агрегат. Максималните обороти на турбината са 17 200 в минута. Пускането на двигателя става с помощта на електродвигател, който се движи от турбопомпения агрегат.



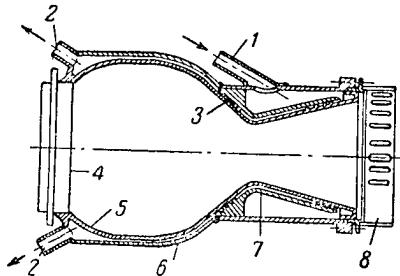
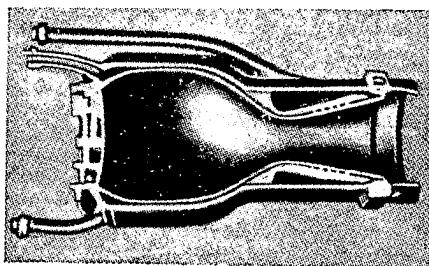
Фиг. 43. Парогазгенератор на авиационен течно-ракетен двигател:

1 — тръба за подаване на водородния прекис; 2 — капак; 3 — стоманен корпус; 4 — мрежест скелет за катализатора; 5 — катализатор — твърдо вещество, напоено с калиев пермanganат; 6 — надупчена пластинка; 7 — изпускателна тръба на парогаза

военни самолети — тъй наречените изтребители прехващащи. Това са изтребители за отбрана, които, щом получат сигнал, че приближават противникови самолети, трябва да излетят бързо, за най-

Приложението на самолетите с течно-ракетни двигатели се определя от свойствата им — голяма теглителна сила, съответно голяма мощност при големи скорости и височини на летене и малка икономичност (голям разход на гориво). Ето защо днес течно-ракетните двигатели намериха приложение само при един тип

кратко време да наберат голяма височина, на каквато обикновено сега летят бомбардировачите, след това, използвайки предимството си в скорост, да наложат на противника въздушен бой.

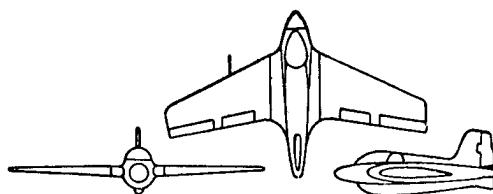
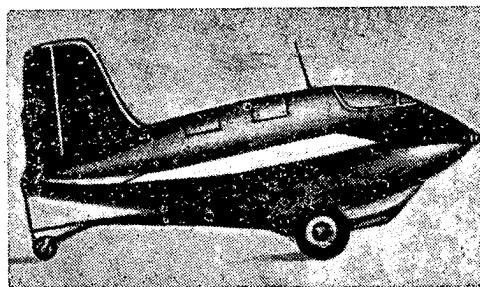


Фиг. 44. Горивна камера на авиационен течно-ракетен двигател. Горе — фотография на разрязана камера, долу — схема на камерата:

1 — тръба за подаване на горивото към охладителната риза; 2 — излизане на горивото от охладителната риза; 3 — местен винтов нарез, образуващ спирални канали, по които охлажддащото двигателя гориво пропича с голяма скорост; 4 — глава; 5 — гилза; 6 — охладителна риза; 7 — легла на соплото; 8 — фланцева шийка

Поради това тия самолети трябва да отговарят на редица условия, като максимална скороподемност, т. е. минимално време за набиране на висо-

чина, и максимална скорост на летене. Най-добре удовлетворяват тези изисквания самолетите с течно-ракетни двигатели. Обаче общата продължителност на летене на самолетите от този тип при работа на двигателя с пълна мощност е едва 4—5 мин. При реални условия, когато двигателят не работи през цялото време с пълна мощност,



Фиг. 45. Издребител прехващащ с течно-ракетен двигател. Горе — фотоснимка на самолета, долу — чертеж на общия му вид в три проекции

летенето може да продължи не повече от 20—30 мин. Ето защо самолетите прехващащи с ТРД могат да изпълняват бойни задачи само в района на своето летище.

На фиг. 45 е показан изтребител прехващащ с описания по-горе ракетен двигател. Този самолет е бил използвуван при бойните действия в края на Втората световна война. Размерите му са малки, както на обикновените самолети. Цялото тегло на самолета заедно с топливото е 5100 кг; запасът от топливо (повече от 2,5 тона) стига само за 4,5 мин. работа на двигателя при пълна мощност.

Днес летателните качества на такъв самолет, разбира се, са вече остарели: максимална скорост на летене — над 950 км/час, таван на самолета, т. е. максимална височина — 16 000 м. За една минута самолетът може да се издигне на височина 6—12 км.

Съвременните течно-ракетни двигатели позволяват да се достигат по-голяма скорост и височина на летенето в сравнение с авиационните двигатели от всеки друг тип (фиг. 46).

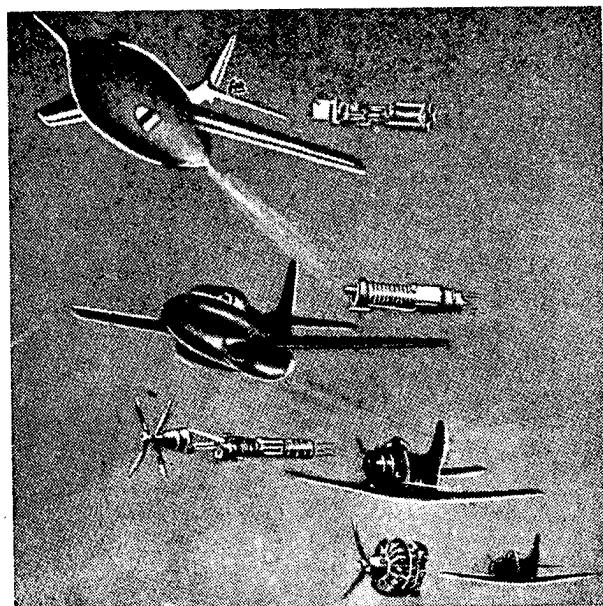
Ето защо течно-ракетните двигатели се използват в експериментални самолети, предназначени за изследване на полети с много големи, свръхзвукови скорости, т. е. със скорости, които надминават скоростта на разпространението на звука във въздуха (около 1200 км/час при земята).

Устройството на такъв самолет е показано на фиг. 47, а външният му вид в полет — на фиг. 48.

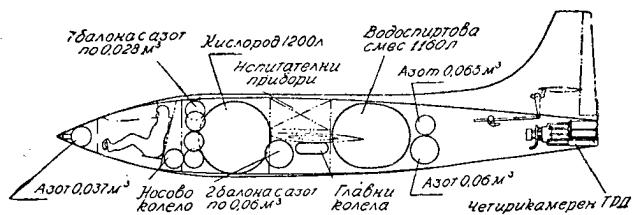
В задната част на корпуса на този самолет е поставен течно-ракетен двигател с четири еднакви камери и общ теглителна сила 2720 кг. Външният вид на двигателя е показан на фиг. 49.

Дължината е 1400 мм, теглото 100 кг. Запасът от топливо, който самолетът носи е 2360 литра спирт и течен кислород.

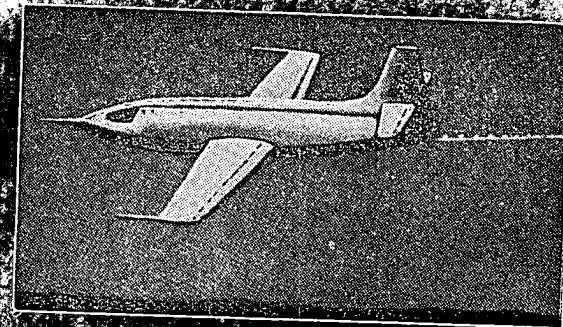
Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8



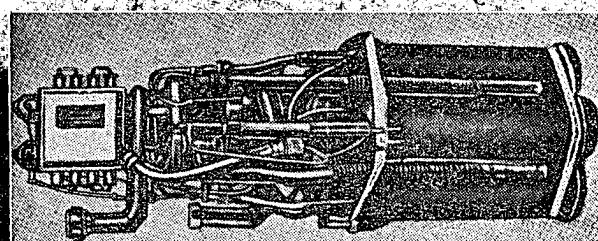
Фиг. 46. Самолети с течно-ракетен двигател, с който могат да се достигнат най-големи скорости на летенето. От горе надолу: самолет с течно-ракетен двигател, с турбореактивен двигател, с турбовитлов двигател и с бутален двигател



Фиг. 47. Устройство на експериментален ракетен самолет

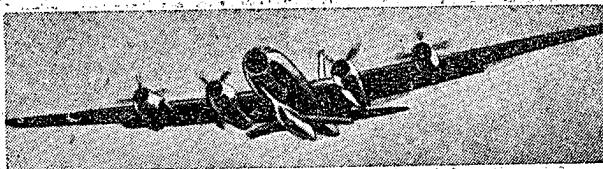


Фиг. 48. Свръхзвуков ракетен самолет в полет. Вижда се характерният светещи пунктир, изобразяващ настъпяването на газовете в реактивната струя на двигателя.



Фиг. 49. Четирикамерен авиационен течно-ракетен двигател.

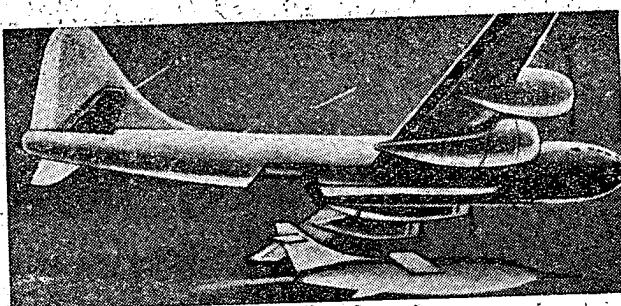
За извършване на полет с най-голяма скорост и височина с изследователска цел често пъти под тялото на тежък самолет се окачва малък самолетче с течно-ракетен двигател. Тежкият самолет в този случай служи като своеобразна „майка“ (фиг. 50).



Фиг. 50. Самолет „майка“ с окачен под тялото му
експериментален самолет с течно-ракетен двигател

Отделянето на ракетния самолет от „майката“
става на голяма височина (фиг. 51).

При такова летене самолет с течно-ракетен дви-
гател, управляван от летец (самолетът има хер-
метическа кабина), е достигал височина над
27 км и скорост повече от 3000 км/час.



Фиг. 51. Отделянето на ракетния самолет
на голяма височина

Други области, в които се използват ТРД

Наред с използването на течно-ракетните двигатели за ракетите за далечно действие и ракетните самолети, днес тези двигатели се използват и за други цели.

Достатъчно широко приложение получиха ТРД като двигатели за тежки ракетни снаряди. Обикновено те се насочват към целта с помощта на радио и имат устройство за самонасочване, радиовзриваване и други приспособления за увеличаване на тяхната ефективност. Устройството на един такъв снаряд е показано на фиг. 52.

За двигател на такъв снаряд може да служи например най-простият ТРД. Топливото (бензин и течен кислород) се подава в горивната камера на двигателя под налягането на неутрален газ — азот.

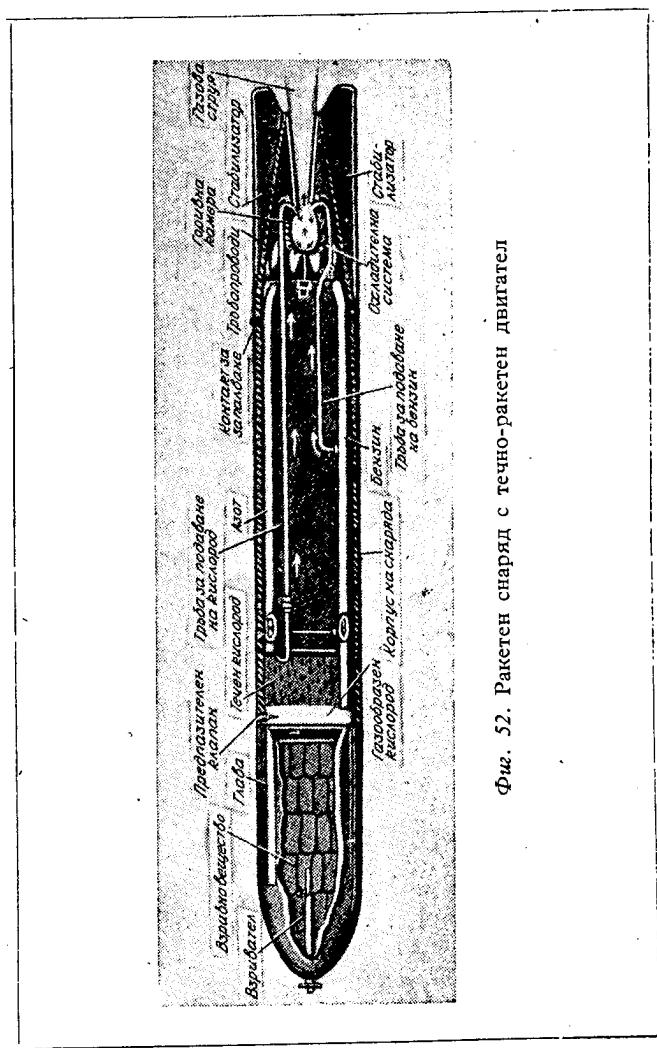
На фиг. 53 е дадена схемата на тежка ракета, която се използва като тежък зенитен снаряд,

излитането на ракета от този род е показано на фиг. 54. Конструкцията на една такава ракета е дадена на фиг. 55.

Течно-ракетните двигатели се използват и за облекчаване излитането на самолетите — като стартови авиационни двигатели.

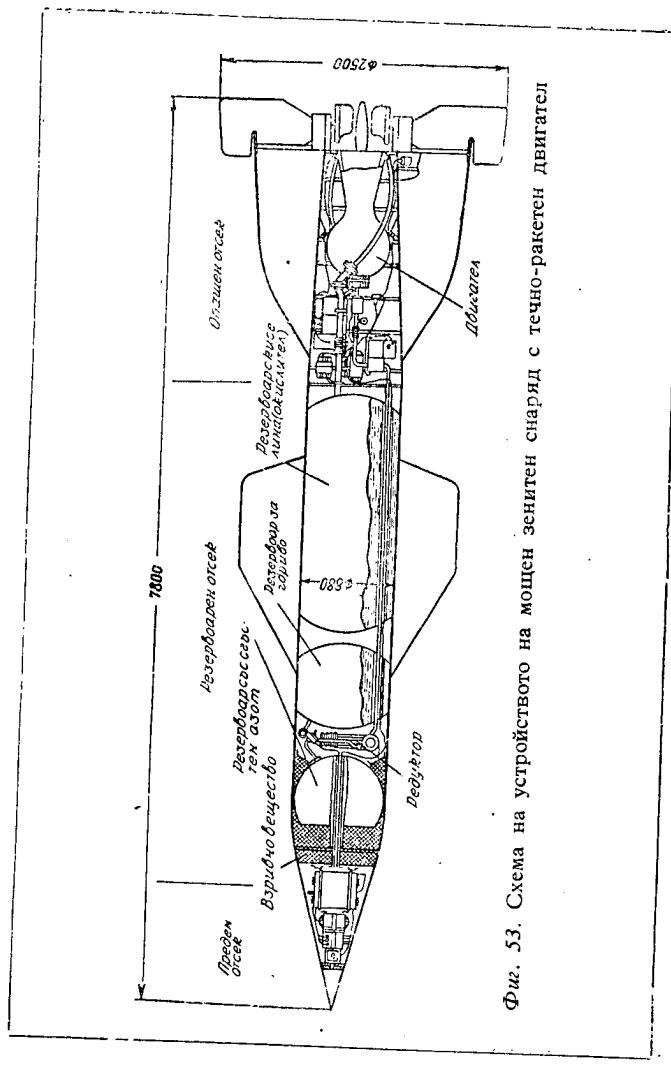
На фиг. 56 е дадена фотоснимка на един такъв двигател, поставен под крилото на тежък самолет. След излитането двигателят се спуска на земята с парашут.

В някои от стартовите ТРД се използва нискотемпературната реакция на разлагането на водородния прекис (за което по-горе вече се спомена). Затова понякога такива двигатели се наричат „студени“. Общият вид на един такъв двигател е даден на фиг. 57, а схемата на устройството му — на фиг. 58.

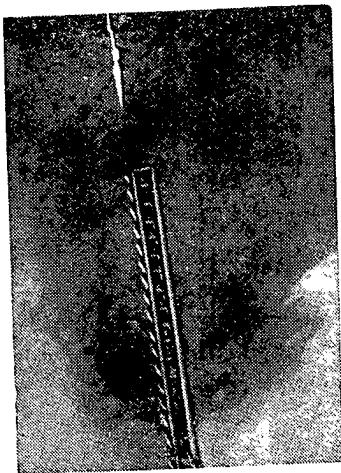


Фиг. 52. Ракетен снаряд с течно-ракетен двигател

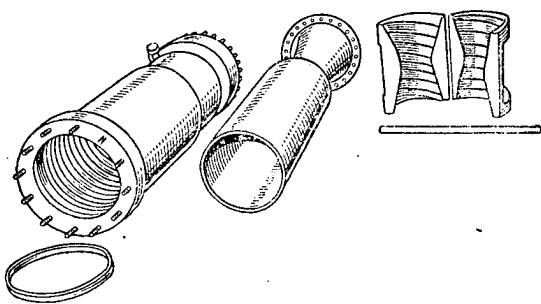
Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8



Фиг. 53. Схема на устройството на мощн зенитен снаряд с течно-ракетен двигател

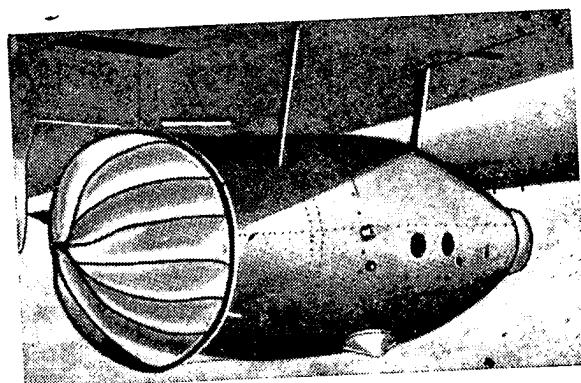


Фиг. 54. Излитане на тежък зенитен снаряд
с ТРД. Вижда се и пусковата уредба

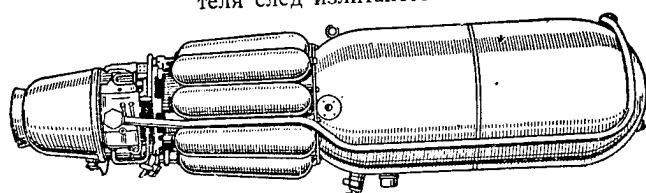


Фиг. 55. Конструкция на течно-ракетен двигател
за тежък зенитен снаряд. Виждат се гилзата със
соплoto, външната част на горивната камера,
разрез на обръча за соплoto и уплътняващият
пръстен

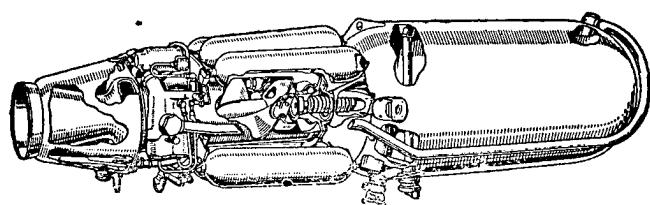
Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8



Фиг. 56. Течно-ракетен двигател, поставен под крилото на тежък самолет като стартов двигател. Отпред се вижда парашутът за спускане на двигателя след излитането



Фиг. 57. Стартов авиационен течно-ракетен двигател със „студена“ реакция на разлагането на водородния прекис



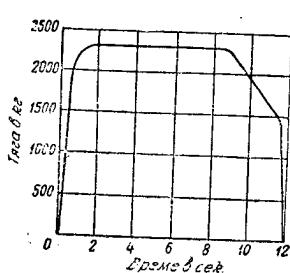
Фиг. 58. Устройство на стартов „студен“ течно-ракетен двигател

Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8

Този двигател може да развива около 2250 кг теглителна сила при обща продължителност на работата 12 сек. (фиг. 59) — време, достатъчно за излитане на самолета. Теглото на двигателя е 160 кг.

В последно време все по-често се използват ТРД при самолетите с турбореактивни двигатели за допълнителни силови уредби, или ускорители, както понякога ги наричат. Назначението им в тия случаи е да увеличат теглителната сила на основната силова уредба на самолета, например на турбореактивния двигател, при излитане и набиране височина, а също така и по време на въздушния бой и при лете на големи височини, когато теглителната сила на турбореактивния двигател силно намалява поради намаляване плътността на атмосферния въздух. Помпите за подаване на топливо в тези случаи често се движат от вала на турбореактивния двигател.

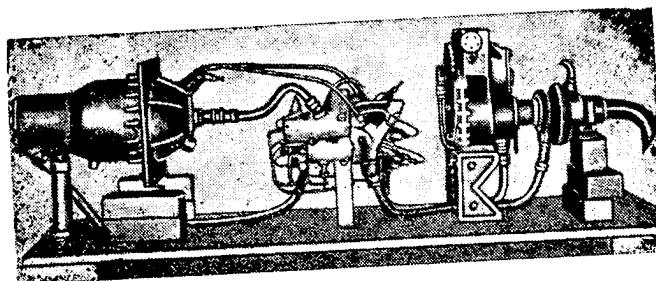
Фиг. 59. Характеристика на стартов „студен“ течно-ракетен двигател



На фиг. 60 е дадена фотоснимка на един такъв течно-ракетен двигател, а на фиг. 61 — същият двигател, монтиран на самолет с турбореактивен двигател.

Течно-ракетните двигатели се използват наред с барутните двигатели също за излитане и увеличаване скоростта на летателните апарати (или модели) с правопоточни въздушно-реактивни двигатели.

Както е известно, тези двигатели развиват твърде голяма теглителна сила при скорости на летене, по-големи от скоростта на звука, но при излитането си въобще не развиват теглителна сила.

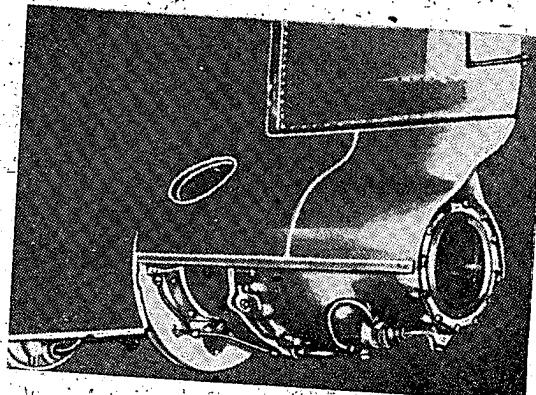


Фиг. 60. Авиационен спомагателен течно-ракетен двигател. Вляво — горивна камера, в центъра — блок за управление, вдясно — топливни помпи

Накрая трябва да се спомене и за още един течно-ракетен двигател, който напоследък се използва. За да се изучат явленията в самолета при скорости, близки до скоростта на звука и по-големи от нея, необходимо е да се проведат сложни изследвания. По-специално, необходимо е да се определи съпротивлението на самолетните крила (профила), което обикновено става в специален аеродинамичен тунел. За да се създадат в тунела условия, съответстващи на летенето на самолета при големи скорости, необходими са силови уредби с твърде голяма мощност, които да движат вентилатора, създаващ въздушен поток в тунела.

Напоследък освен със свръхзвукови тунели задачата по изследването на различните профили

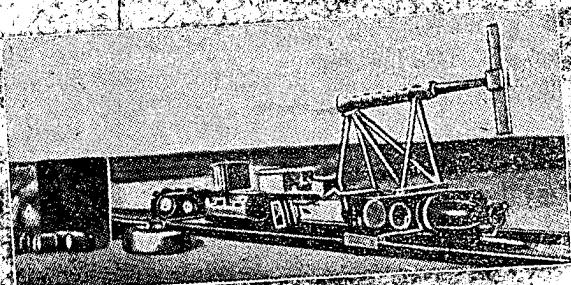
на крилата на скоростните самолети, както и по изпитването на правопоточните въздушно-реактивни двигатели (ВРД) също и на парашутите и на различното оборудване на реактивните самолети се решава още и с течно-ракетни двигатели.



Фиг. 61. Монтиране на течно-ракетен двигател ускорител в опашката на реактивен изтребител с турбореактивен двигател.

По един от тези способи изследваният профил се прикачва към ракета с ТРД, подобна на описаната по-горе, и всички показания на приборите, измервани съпротивлението на профила, се предават на земята с помощта на радиотелеметрични устройства.

По друг начин се екипира специална ракетна тележка, която се движи по релси с помощта на ТРД. Резултатите от изпитанието на профила, прикрепен към тази тележка със специален механизъм, се записват от автоматични прибори, монтирани също в тележката.



Фиг. 62. Ракетна тележка за изпитване
профила на самолётни крила.

Такава ракетна тележка е показана на фиг. 62.
Дължината на релсовия път може да достигне
3 км и повече.





ГЛАВА V

РАЗВИТИЕ НА РАКЕТНИТЕ ДВИГАТЕЛИ

Главната насока в развитието на ракетната техника се определя от знаменитата формула на Циолковски. Тя показва от какво зависи крайната скорост на ракетата, т. е. скоростта, която се получава към края на работата на двигателя, в края на тъй наречення активен участък от траекторията на ракетата. А нали тази скорост определя най-важните качества на ракетата — максимална височина, която тя може да достигне, и максималната скорост на летенето ѝ. Според формулата на Циолковски крайната скорост на ракетата е право пропорционална на скоростта на изтичащите газовете от двигателя на ракетата и на логаритъма от отношението на началната и крайната маса на ракетата, т. е. отношението на масата на ракетата при излитането, когато резервоарите са пълни с топливо, и след спирането на двигателя, когато резервоарите са празни. Значи за увеличаване на крайната скорост на ракетата, което е най-важната задача в развитието на ракетната техника, трябва да се стремим към увеличаване на скоростта на изтичащите газове и отношението

на масите на ракетата. Такава задача си поставят специалистите в областта на ракетната техника, които работят над усъвършенстването на топливата за ракетните двигатели, на самите двигатели и ракетите, т. е. на летателните апарати с такива двигатели.

НОВИ ТОПЛИВА ЗА РАКЕТНИТЕ ДВИГАТЕЛИ

Не е трудно да се разбере, че именно увеличаването на скоростта на изтичащите от соплото на ракетния двигател газове може да даде най-добри резултати в увеличаването на крайната скорост на ракетата. Защото отношението между масите на ракетата влиза във формулата на Циолковски под логаритъм и следователно увеличението на това отношение дава сравнително малко увеличение на скоростта на ракетата (логаритмите на числата растат много по-бавно от самите числа). Със скоростта на изтичането работата е друга: удвояването на скоростта на изтичането би довело до удвояване и на крайната скорост на ракетата.

По какви пътища се постига увеличаване скоростта на изтичането на газовете от ракетния двигател?

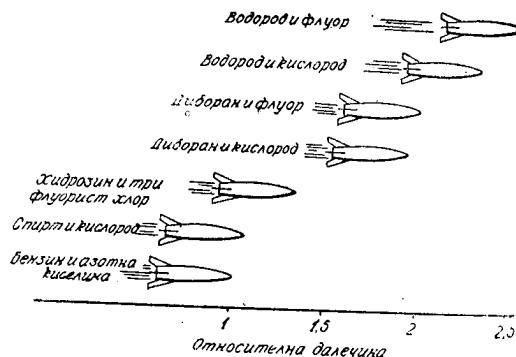
Най-важно е увеличаването на топлотворната способност на топливата, повишаването на калорийността им, т. е. увеличаването на количеството топлина, отделяща се при изгарянето на един кг топливо в двигателя. При еднакви други условия скоростта на изтичане на газовете расте пропорционално на квадратния корен на топлотворната способност; за да се удвои скоростта, топлотворната способност на топливото трябва да бъде четири пъти по-голяма.

Ето защо се търсят настойчиво нови, по-калорични ракетни топлива. Това важи и за твърдите топлива, за барутните ракетни двигатели, но особено за топливата на течно-ракетните двигатели. Разбира се, тия изследвания се правят не слепешком, не като се подбират случаини комбинации на гориво и окислител, които могат да бъдат съставени от съединения на различни химически елементи. Изследванията от такъв род биха продължили с десетилетия без сериозен успех. Изследването на нови ракетни топлива се базира върху изучаването на свойствата на различните химически елементи и особеностите на различните съединения. При това се налага още и да се взема предвид не само топлотворната способност на едно или друго топливо, т. е. комбинацията „гориво — окислител“, но и другите свойства на това топливо; наличните ресурси от това топливо, възможностите за добиването му, физико-химическите му свойства (относителното тегло, отровност, агресивност по отношение на конструктивните материали на двигателя, т. е. химическото въздействие върху тях и т. н.).

На фиг. 63 е дадено сравнение между различните съществуващи и перспективни течно-ракетни топлива по отношение далечината на полета на ракетата с двигател, който работи с тия топлива. За единица мярка е приета далечината на полета на ракета с двигател, който работи с бензин и азотна киселина. Както се вижда от това сравнение, използването на по-високо калорични топлива може да увеличи далечината на летенето 2—2,5 пъти в сравнение с употребяваните сега топлива. Това, разбира се, би било голямо постижение.

Какви горива и окислители ще бъдат използвани в бъдещето?

Докато днес за горива се използват изключително въглеводородът и спиртът, то за в бъдеще може да се очаква широкото използване на нови, по-ефикасни горива. Към тях спадат различните съединения на водорода с някои метали, например с метала бор — тъй наречените бороводороди, като диборана, със силиция — силициеводороди и други, производните на фосфора и т. н.



Фиг. 63. Сравнение между различните топлива за течно-ракетен двигател по относителната далечина на полета на ракетата, които те са в състояние да осигурят

Тези предложения са били направени на времето още от Циолковски, Кондратюк, Цандер и други изследователи.

Едно от най-калоричните горива е водородът. Така при горене с кислород той може да осигури около 1,5 пъти по-голяма скорост на изтиchanе, отколкото съвременните горива. Обаче от примера с водорода може да се види, че при избиране на ракетно гориво трябва да се има предвид не само

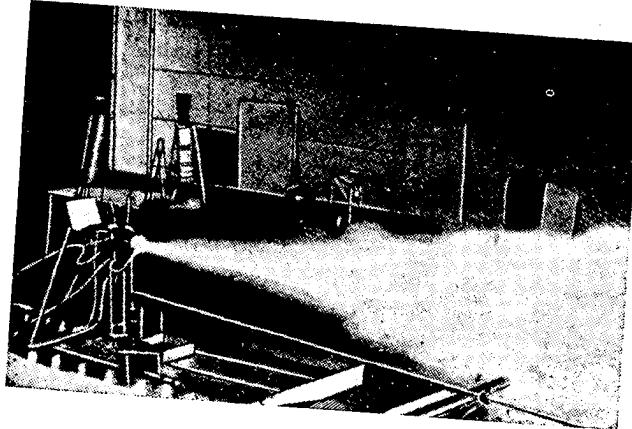
неговата топлотворна способност, но и други свойства; които могат да се окажат решаващи. В дадения случай такова решаващо свойство е на-
малило относителното тегло на течния водород:

- от водата. Но това значи, че на ракетата трябва да бъдат поставени много по-големи резервоари, за да поберат същото количество (по обем) гориво. Следователно и самата ракета трябва да бъде много пъти по-голяма и по-тежка. Точните пресмятания показват, че използването на течния водород като гориво е нецелесъобразно; въпреки високата си калоричност той дава по-лоши резултати, отколкото по-малко калоричните горива. Освен това втечняването на водорода е възможно само при охлаждане до минус 253 градуса Целзиеви, т. е. само 20 градуса над абсолютната нула. Но това значи, че намиращият се в резервоарите на ракетата течен водород ще се изпарява стремително и по такъв начин загубите ще бъдат големи. Всичко това прави използването на течния водород като ракетно гориво нецелесъобразно. Друг е въпросът с различните химически съединения на водорода. Някои от тях имат големи перспективи.

Нови възможности могат да се открият при използването на някои метали като гориво: алюминий, манган и други. При това може да се използува топлината от окисляването им, т. е. съединяването с кислорода или флуора.

Големи заслуги в областта на изследването на въпроса за използването на металите като гориво за ракетните двигатели и самата идея за това използване на металите има съветският учен Ф. А. Цандер. Той показва също така, че разрешението на тази проблема значително би придвижило

напред създаването на космически кораб, тъй като то би позволило да се използува част от металническата конструкция на самата ракета за гориво. Това, разбира се, би увеличило крайната скорост на ракетния космически кораб, тъй като с това би се увеличила масата на газовете, които се изхвърлят от двигателя, и би се намалила крайната маса на ракетата. Цандер е предложил няколко

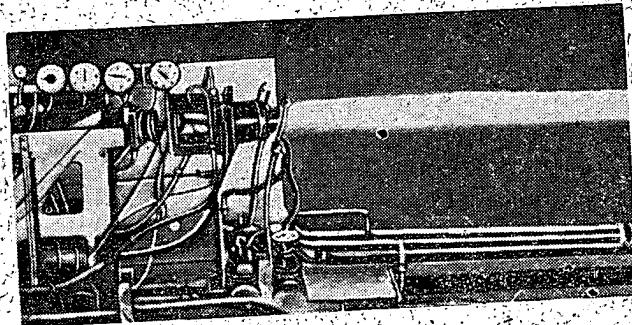


Фиг. 64. Изпитание на течно-ракетен двигател, работещ с гориво, в което се впръсква алюминиев прах

конструкции на ракети, в които това предложение е реализирано. За тази цел той е направил първите успешни опити по изгаряне на метали. В първоначалния етап очевидно металическото гориво се използува не в чист вид, а във вид на супензия (физическа смес) от метален прах и обикновено гориво. На фиг. 64 е показан ТРД в процес на лабораторно изследване с такава супен-

зия: примесът на алуминий към обикновено гориво дава при горенето си бял дим, който се забелязва на снимката. За сравнение на друга снимка (фиг. 65) е показван същият двигател, работещ само с гориво, без примес от алуминий.

Съвършено нови възможности би открило използването на двукомпонентното, така наречено атомарно гориво. Тук работата се състои в това, че за разпадането на молекулите на различ-



Фиг. 65. Изпитание на течно-ракетния двигател, даден на фиг. 64, с гориво, без добавяне на алуминий.

ните вещества на атоми обикновено се разходва голямо количество топлина или друг вид енергия (например електрическата), и обратно, при съединяването на атомите в молекули това количество топлина отново се отделя. Така например молекулата на водорода, която, както е известно, се състои от два атома, може да се разпадне на атомите си, като се прекара водородът през електрическа дъга, при което се образува атомарен водород. Веднага след това водородните атоми се съединяват отново в молекули с отделяне на голямо ко-

личество топлина, вследствие на което водородът получава твърде висока температура. Този процес се използва при така наречената атомно-водородна заварка. Ако е възможно използването на атомарния водород като гориво за ракетните двигатели, би било възможно да се получат и изключително големи скорости, достигащи до 10 000 *м/сек*, т. е. четири-пет пъти по-големи от съществуващите сега. Друго предимство на това гориво е, че при използването му няма нужда от втора компонента — окислител.

Използването на атомарния водород фактически би означавало използване на електрическата енергия за създаване на теглителна сила, тъй като разлагането на водородните молекули на атоми е придружено със загуба на електрическа енергия. Обаче практическото използване на атомарния водород за гориво при ракетните двигатели засега не е постигнато, тъй като съединяването на водородните атоми в молекули става веднага, за стотни части от секундата, след разлагането им от електрическата дъга. Ясно е, че най-напред трябва да се намери способ за запазване на атомния водород или пък способ за разлагане на водородните молекули в самата горивна камера, например чрез използване на атомната (ядрената) енергия. Като се има предвид, че течният водород има малко относително тегло, вероятно най-целесъобразно би се оказало за атомарно гориво да се използват други, по-плътни вещества. Например би могла да се използва обикновената вода, всяка молекула на която, както е известно, се състои от два атома водород и един атом кислород. В случая относителната теглителна сила при това би била по-малка, отколкото при изпол-

зуването на атомарния водород и ще предст влява $\frac{3}{4}$ от последната.

Що се отнася до окислителите, най-добър от използуващите се днес окислители е течният кислород. Обаче има и такива окислители, които при същото гориво са в състояние да осигурят по-голяма скорост на изтиchanе. На пръв поглед това изглежда странно; защото единствен кислородът се смята като идеален окислител. И все пак той отст пва по калоричност на други два окислителя, а по р едица други свойства и на много повече. По-специално, ниската температура на кипене на кислорода (минус 183 градуса Целзиеви), разбира се, е голям негов недостатък, тъй като води към големи загуби от изпарението му и не позволява да се съхраняват предварително заредени ракети и т. н.

Оксилители, които дават най-голяма скорост на изтиchanето, са флуорът и озонът.

Флуорът е химически елемент от така наречената група халоиди, в която влизат също хлорът, бромът и йодът. Той е най-добрият от всички известни окислители със своята химическа активност е способен да окисли даже... кислорода. Използването на флуора за горивна компонента при ракетното топливо би представлявало голям интерес, но тук оказват влияние някои свойства на флуора, по-точно това, че както е известно, той е силно отровно вещество. Въпреки това за в бъдеще флуорът вероятно ще се използува в ракетната техника, ако не в чист вид, то под формата на различни химически съединения, като флуорист кислород (OF_2).

Озонът е близък „родственик“ на кислорода и се различава от него само по това, че молекулата му се състои от три кислородни атома, докато мо-

лекулата на кислорода се състои от два атома. Присъединяването на третия атом към молекулата на кислорода с образуване молекула на озона може да стане например под действието на електрически заряд. Именно така по време на бури, когато тънки гръм и святката мълнии, в атмосферата се образува озон. Озонът създава оная специфична миризма на особена свежест, която е характерна за въздуха при бури.

Благодарение на голямата калорийност, голямото относително тегло и по-високата температура на кипене (минус 112⁰C) озонът е по-добър окислител от кислорода. Когато от работа с кислород премине на работа с озон, ракетният двигател увеличава теглителната си сила с 20—25⁰. Обаче използването на озона е свързано със сериозни трудности, породени от химическата му неустойчивост; той лесно преминава в кислород, като отделя голямо количество топлина. Достатъчен е малък удар и резервоарите с озон могат да избухнат. За използване на озона като окислител в ракетната техника трябва да се разработи въпростъ за технологията на безопасността при производството и съхранението му в големи количества. Това не е лесна задача, но работата, която се върши в тази насока, позволява да се предполага, че тя ще бъде решена.

Наред с флуора и озона има и други окислители, които макар да отстъпват по калорийност на горивото, свързано с тях, имат сериозни експлоационни предимства. Към тия окислители, които сега се изучават и които и за в бъдеще могат да намерят приложение в ракетната техника, спадат например тетранитрометанът, някои съединения на хлора и др.

Използването на възможно най-добрите топлива би могло да удвои достигнатите сега скорости на изтиchanе до четири четири и половина $км/сек.$ Това би било забележително постижение в ракетната техника. Но за да се достигне то, трябва да се работи още много за усъвършенстването на самите ракетни двигатели.

УСЪВЪРШЕНСТВУВАНЕ НА РАКЕТНИТЕ ДВИГАТЕЛИ

Едно от направленията в развитието на ракетната техника е непосредствено свързано с увеличаване скоростта на изтиchanето — това е повишаване на налягането в горивната камера. Колкото по-голямо е налягането в горивната камера, толкова по-голяма при еднакви други условия е скоростта на изтиchanе. Ето защо налягането в горивната камера на ракетните двигатели непрекъснато се увеличава. Наистина това увеличение върви постепенно — преди 10 години в горивната камера се е развивало налягане 15 – 20 атмосфери, а сега то е над 30 – 40 атмосфери. Вероятно в близкото бъдеще налягането ще се повиши с още няколко десетки атмосфери, дори до сто атмосфери. По-нататъшното повишаване на налягането до принася много малко за повишаване на скоростта на изтиchanе и наред с това усложнява значително конструктивната проблема, на първо време свързана с охлаждането на двигателя, което и сега ограничава възможностите за увеличаване налягането в горивната камера.

Това е твърде важно, защото охлаждането на ракетния двигател все още ограничава възможностите за използване на най-калорийните от известните топлива. С това именно се обяснява на-

пример фактът, че при двигателя на ракетата за далечно действие, описан в глава четвърта, за гориво служи не чист спирт, а смес от 75% спирт и 25% вода. Използването на чист спирт вместо водоспиртна смес би увеличило теглителната сила на двигателя с около 5 тона т. е. с 0%. Обаче това не може да се направи поради неизбежното повишаване на температурата в горивната камера на двигателя. При такива условия е много трудно да се осигури добро охлаждане на двигателя и двигателят не би могъл да работи определеното време.

Трудностите при охлаждането се обясняват с това, че досега в ракетната техника не са получили приложение топливата, състоящи се от нефтопродукти — бензин или петрол — и течен кислород. Практически по тая причина се налага да се съчетават или добър окислител — кислород — с лошо гориво, например със спирт, или пък добро гориво — бензин, петрол — с лош окислител — азотна киселина.

Не е чудно, че проблемата за охлаждането на ТРД е така сложна — в това отношение с тях не може да се „съревновава“ нито един топлинен двигател. В течния ракетен двигател се създават газове с изключително висока температура, до $3000 - 3500^{\circ}$, и тези газове се движкат с огромни скорости спрямо стените на двигателя в някои негови части, например в соплото, скоростта на движението на газовете малко превишава скоростта на звука. При тия условия на газовете към стените тече мощн поток от гориво и ако тази температура не се отдели от стените, те естествено моментално ще се стопят. Ето защо жизнено важна задача в развитието на течно-ракетните двигатели е усъвършенстването на охлаждането

(охладителната система). Без това не биха могли да се използват нови, по-калорични топлива.

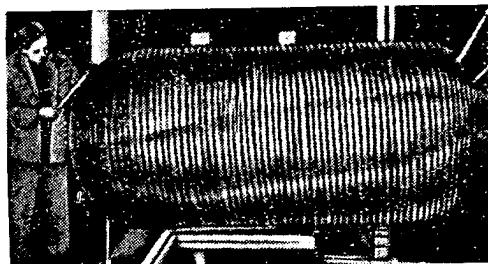
Работата по решаване проблемата за охлаждане на течно-ракетните двигатели се води в две насоки.

От една страна, създават се нови, по-огнеустойчиви конструктивни материали, способни да работят сигурно при по-високи температури, защото колкото е по-висока температурата на стените на двигателя, толкова по-малко топлина от газовете се предава на тях и толкова по-лесно е тази топлина да се отведе от стените. Най-сигурен метод в това отношение е да се използват различни комбинации от здрав метал и огнеустойчива керамика, например да се нанася слой от керамична покривка върху металическите стени и т. н.

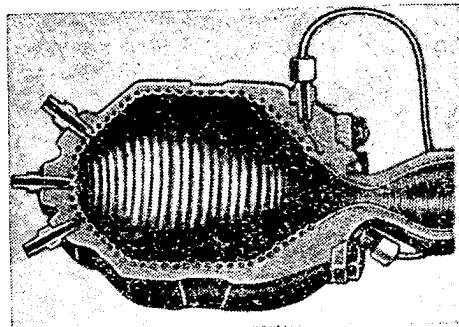
От друга страна, изучават се нови, по-съвършени методи за охлаждане, които осигуряват сигурна работа на двигателя при по-висока температура на газовете в горивната камера. Един от тия методи за охлаждане е сравнително новият способ на тъй нареченото проникващо охлаждане, или охлаждане чрез „изпотяване“. П и него стените се правят шуплести, като се изпичат от метален прах. През малките пори на такива стени от вън навътре в горивната камера или соплото се нагнетява охлаждаща течност, която след това образува защитен слой върху вътрешната повърхност на стените (тая повърхност сякаш се „поти“). При този способ на охлаждане температурата на стените се оказва значително по-ниска, отколкото при известните други способы.

Може да се предполага, че в бъдеще поне подложените на най-голямо топлинно напрежение части на двигателя, например гърлото на соплото, ще имат именно такова охлаждане.

От другите насоки в развитието на течно-ракетния двигател ще споменем още и за постепенно увеличение на теглителната сила на двигат



Фиг. 66. Охладителна система на горивната камера на опитен течно-ракетен двигател с теглителна сила 100 тона



Фиг. 67. Модел на течно-ракетен двигател с охладителна система, направена във вид на серпентинна охладителна тръба

теля. В течно-ракетните двигатели при увеличение на тягата, т. е. размерите на двигателя, не се срещат принципни затруднения за разлика от

двигателите от други видове. Даже при съвременното равнище на развитие на ракетната техника вече могат да бъдат създадени течно-ракетни двигатели с теглителна сила 50 и даже 100 тона. На фиг. 66 е дадена снимка на горивната камера на опитен 100-тонен двигател, който има серпентинна тръба за охлаждане. Разрез на двигателя с такава охладителна система е даден на фиг. 67.

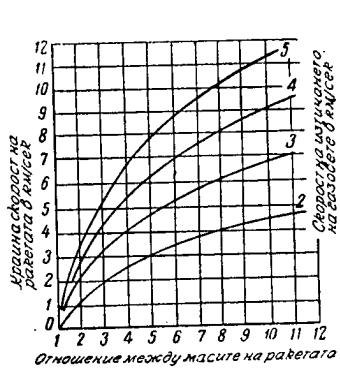
СЪСТАВНИ РАКЕТИ

Формулата на Циолковски показва, че усъвършенствуването на ракетите води към увеличаване на отношението между началната и крайната маса на ракетата, т. е. към увеличаване на относителния запас от гориво. Как се изменя пределната скорост на ракетата в зависимост от отношението на масата при различни значения за скоростта на изтичането на газовете, е показано на фиг. 68.

Какво е съотношението на масите при съвременната ракета? В ракетата за далечно действие, описана в глава четвърта, това съотношение е $13:4 = 3,25$, т. е. теглото на ракетата при излитанието ѝ превишава теглото на празната ракета 3,25 пъти. Ако можеше да се създаде ракета със съотношение на масите, равно на 10, пределната скорост на ракетата при постигнатите днес скорости на изтичане щеше да бъде около $5,5 \text{ км/сек}$. Обаче такова съотношение на масите едва ли ще може да бъде постигнато. Защото даже и обикновеният лек алуминиев резервоар за бензин често пъти тежи над една десета част от теглото на намиращото се в него гориво. А ракетата разбира се, твърде много се различава от такъв резервоар — нейната обвивка трябва да издържа големи нато-

варвания при летене, на нея са поставени двигател и сложни прибори за управление, а също така има и известно полезно натоварване. Сега конструкторите които работят за облекчаване на ракетата, срещат големи трудности.

К. Е. Циолковски е дал идеята за използване на съставната ракета, която позволява да се увеличат чувствително постигнатите значения за съотношението между масите на ракетата.



Фиг. 68. Пределната скорост на ракетата зависи от скоростта на изтичането на газовете от двигателя и отношението между начината и крайната (пределната) маса на ракетата (формула на К. Е. Циолковски)

Съставната ракета (ракетният влак, както я нарича Циолковски) се състои от няколко обикновени ракети, свързани помежду си така, че напомнят вагоните на влак (фиг. 69).

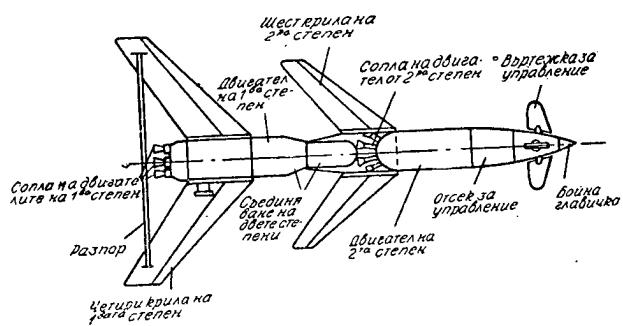
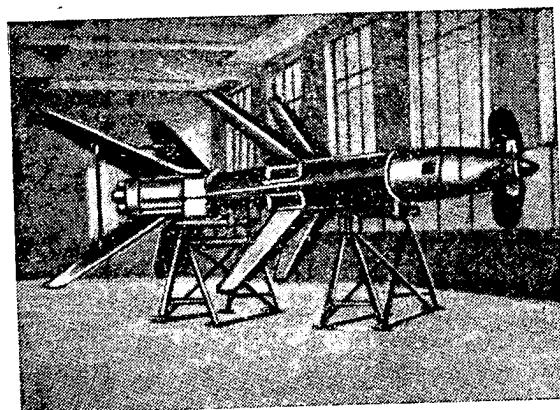
Целият „влак“ излиза тогава, когато започне да работи двигателят на задната ракета. След из-



Фиг. 69.
Схема на съ-
ставна раке-
та, състояща
се от три
ракети

гаряне на топливото в тази ракета, тя автоматически се отделя от „влака“, започва да работи двигателят на следващата ракета и т. н. Ракетата на която двигателят работи последен, разбира се, ще притежава по-голяма пределна скорост, отколкото е скоростта на целия „влак“, при разход на едно и също количество топливо, благодарение на постепенното намаляване на ускоряемата маса на ракетата. Трябва да се отбележи, че Циолковски е предложил такава конструкция на съставна ракета, при която двигателите на всички ракети, образуващи съставната, започват да работят едновременно. Когато бъде изразходвано половината от топливото на всички ракети, половината от тях се освобождават от останалото в тях топливо, кое-то се прелива в другите ракети и те се отделят. Останалите ракети продължават да летят. След това отново половината от тях се отделят след като са прелели неизразходваното си топливо и т. н. Този метод на преливане на топливото има даже и известни предимства в сравнение с метода на „влака“.

Лесно е да се види, че при съставната ракета съотношението на масите е по-голямо, отколкото обикновено. Нека например празната ракета да тежи 400 кг и на нея да се намира 1600 кг гориво, т. е. цялото тегло на ракетата при излитането да е равно на 2000 кг и съотношението на масите да е $\frac{400}{2000} = 5$. Да заменим сега тази ракета със съставна, състояща се от две еднакви ракети със същото съотношение на масите, общо тегло при излитането и тегло на горивото. Това значи, че всяка от тия ракети ще тежи по 200 кг и ще има по 800 кг гориво. Сега вече съотношението между масата

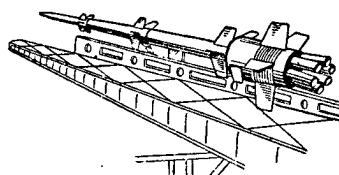


Фиг. 70. Двустепенна барутна ракета снаряд.
Горе — общ изглед, долу — схема

на съставната ракета и масата на празната ракета, която представлява втора степен (първата степен се отделя след изразходването на намиращото се в нея топливо), ще бъде $\frac{2000}{200} = 10$, т. е. то ще бъде два пъти по-голямо.

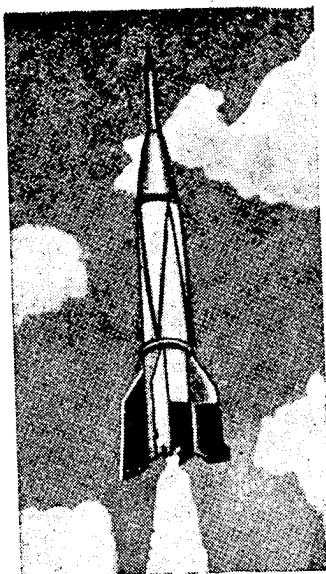
В действителност това увеличение на масата ще бъде малко по-малко, но все пак използването на съставната ракета открива широки възможности за увеличаване съотношението на масите на ракетата, а оттук и за увеличаване на пределната скорост.

Не е чудно, че съставните ракети вече намират все по-голямо приложение. На фиг. 70 е дадена двуステпенна съставна ракета с барутни ракетни двигатели, използвана през I тората световна война като снаряд. Използвали са се и ракети с повече степени, например четиристепенни ракети (фиг. 71).



Фиг. 71. Четиристепенна барутна ракета снаряд

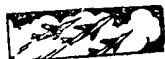
Уместно е да отбележим, че именно с помощта на двуステпенна ракета с течно-ракетен двигател стана възможно да се постигнат рекордни за нашето време височина и скорост на летене. Тази ракета се състои от две ракети: първата, задна степен, представлява ракета, каквато е описана в гл. 4, а втората, предна степен — по-малка ракета с около 0,5 тона тегло, е поставена пред тежката ракета като бойна глава (фиг. 72). Когато двигателят на задната ракета спре да работи поради изразходване на запасното гориво, тя се отделя от предната. В същото време



Фиг. 72. Излитане на двустепенна ракета с течно-ракетен двигател

ме двигателят на първата се задействува и тя продължава да се издига вертикално. Именно при един такъв полет е достигната височина над 400 км и скорост около 8,300 км/час.

Използването на идеята за съставна ракета открива широки възможности не само за свръхдалечни прелитания над земята, а и за летене в космическото пространство. За това ще говорим в следващата глава.





ГЛАВА VI
**БЪДЕЩЕТО НА РАКЕТНИТЕ
ДВИГАТЕЛИ**

СВРЪХДАЛЕЧНИ СКОРОСТНИ ПРЕЛИТАНИЯ

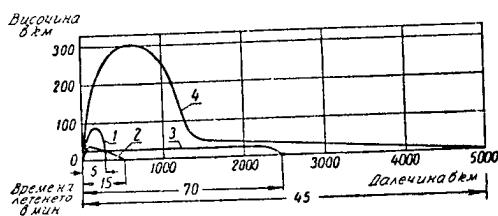
Често ракетните двигатели се наричат двигатели на бъдещето. Много свойства на ракетните двигатели наистина дават основание да се говори за тях така. Трябва да се има предвид, че независимо от забележителните успехи постигнати вече с ракетни двигатели, фактически те се намират още в зародиша на своето развитие.

Какво е бъдещето на ракетните двигатели и как можем да си го представим въз основа на съвременното равнище на науката?

В гл. 4 беше описана далечната ракета, която лети на повече от 300 км разстояние в течение на пет минути. Това е вече един забележителен пример за далечно скоростно прелитане, възможно с помощта на течно-ракетния двигател. Но с това възможностите на течно-ракетния двигател не се изчерпват.

Ако само се поставят крила на споменатата ракета, далечината на летенето би се увеличила значително до 550-560 км, както това е показано на фиг. 73 (крива 2).

Значително по-големи възможности в това отношение открива използването на идеята на К. Е. Циолковски за съставната ракета. На фиг. 73 кривите 3 и 4 съответстват на съставна ракета, състояща се от две ракети. Една от тези ракети, задната, която се отделя след като двигателят ѝ изразходва топливото си, представлява голяма безкрила ракета с двигател, развиващ теглителна сила около 180 тона. Другата ракета, която про-



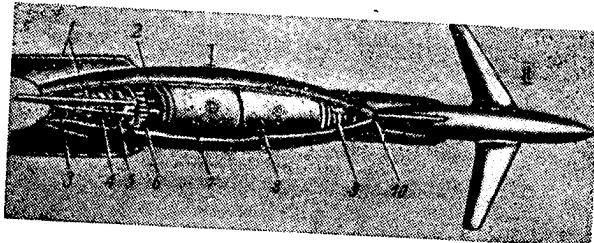
Фиг. 73. Траектории на полета на различни ракети:
1 — изходна ракета, описана в гл. 4; 2 — изходна ракета
с крила; 3 — съставна ракета (1-ви вариант); 4 — съ-
ставна ракета (2-ри вариант)

дължава летенето, е същата като споменатата по-горе крилата ракета, за която се отнася крива 2 на фиг. 73. Общата дължина на такава съставна ракета, проектът на която е даден на фиг. 74, е над 30 м, а теглото ѝ е 100 тона, две трети от което представлява топливо.

Тази ракета може да лети по различни начини. Крива 3 от фиг. 73 съответства на случая, когато съставната ракета се издига отначало нагоре и това изкачване продължава докато двигателят на задната безкрила ракета спре поради изразходване на всичкото ѝ топливо. След това задната ракета се отделя автоматически и се спуска на земята с парашут. Започва да работи двигателят

на втората, крилатата ракета. Тя лети хоризонтално на постоянна височина, около 24 км, със скорост 2600 км/час, така че общата далечина на полета да представлява около 2500 км, а продължителността му — 70 минути.

При другия вариант (крива 4 на фиг. 73) крилатата ракета след отделянето ѝ от безкрилата продължава да набира височина. След като двигателят на тази ракета изразходва топливото си, тя продължава сво одния си полет по наклонна



Фиг. 74. Проект на съставна ракета:
1 — голяма безкрила ракета; 2 — крилата ракета (предната);
1 — стабилизатор; 2 — корпус на ракетата (двойните стени служат за охлаждане на ракетата при летене); 3 — реактивно сопло; 4 — горивна камера; 5 — резервоари с водороден премикс; 6 — турбопомпен агрегат; 7 — резервоари с кислород; 8 — резервоари със спирт; 9 — парашут; 10 — автоматично свързване на ракетата

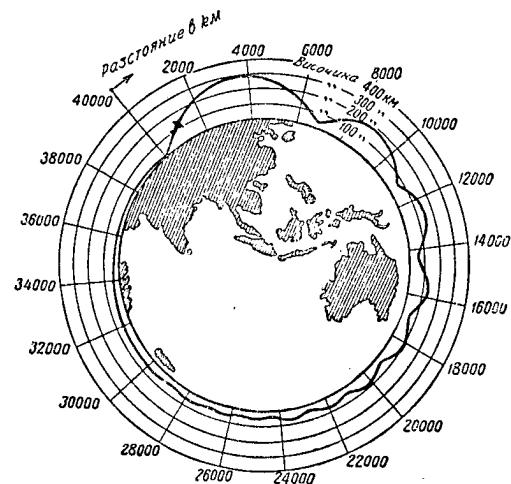
плоскост, планирайки с помощта на крилете си надолу към по-плътните слоеве на атмосферата. В този случай ракетата достига около 300 км височина, която се набира за 45 минути, и прелита разстояние, малко по-малко от 5000 км. Това значи, че за $\frac{3}{4}$ час може да се прелети от Москва до Иркутск, от Киев до залива Тикси или от Свердловск до Владивосток! При такъв полет ще се развие скорост над 12 000 км/час, което значи-

телно превишава достигнатите днес максимални скорости.

Заслужава внимание изключително голямото влияние, което оказват крилата върху далечината на полета на ракетата. Крилатите ракети даже при съвременното равнище на развитие на ракетната техника могат да прелитат огромни разстояния. Използването на подобрени горива е свързано със значително увеличаване теглителната сила на течно-ракетните двигатели и открива нови, широки възможности. Една от тия възможности е създаването на ракетен самолет, който може да лети, без да каца на който и да било пункт от земното кълбо, и да се върне обратно. Разбира се, това трябва да се предшествува от още огромна научно-изследователска и конструкторска работа, трябва да бъдат преодолени много трудности и решени много сериозни инженерни задачи.

На пръв поглед възможността за създаване на такъв свръхдалечен самолет изглежда парадоксална. Известно е, че ракетният двигател изразходва много гориво, че той е неикономичен. Поради това днес ракетните самолети, както и по-рано се каза, се използват само като изтребители прехващащи, които имат твърде малка продължителност на летенето и не се отделят от своята база — летището. И изведен е — свръхдалечен ракетен самолет. Но тук разбира се, противоречия няма. Свръхдалечният полет става възможен поради това, че ракетният двигател може да работи на всяка височина неговата работа не зависи от наличието на кислород в атмосферата. Ето защо с ракетния самолет може да се достигнат извънредно големи височини, а след това от там да се извърши планиращ полет на големи разстояния. Двигателят на такъв самолет ще работи малко вре-

ме, докато самолетъ набере височина, поради кое-то топливният запас на последния ще бъде доста-
тъчен (става дума за новите подобрени топлива с
повищено относително тегло). Впрочем и целият
свръхдалечен полет ще трае много по-малко, от-
колкото далечните полети на съвременните само-
лети, тъй като средната скорост на ракетния само-



Фиг. 75. Така може да се извърши околосветски полет от самолет с течно-ракетен двигател

лет ще бъде десетки пъти по-голяма от скоростта на обикновения самолет. Това е напълно възможно, защото самият полет ще протича на твърде голяма височина, където съпротивлението на въз-
духа поради разредеността му е много по-малко, отколкото при земята.

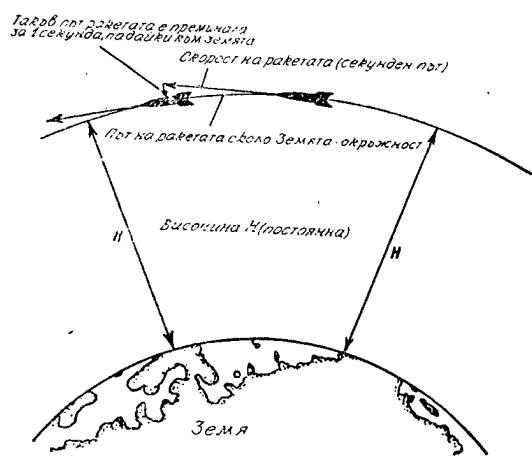
Благодарение на голямата скорост при летене около земята самолетът ще се снижава съвсем постепенно. Освен това, когато бъдат достигани по-малки височини с по-плътна атмосфера подемната сила на крилата на самолета започва да действува и самолетът отново започва да се издига, сякаш отблъснат от тия плътни слоеве, както водата отразява хвърления под известен ъгъл върху повърхността ѝ камък. Извършвайки редица такива затихващи колебания, самолетът ще може да прелети земята в кръг (фиг. 75).

Увеличаването на началната скорост рязко намалява продължителността на полета даже и при много голяма далечина. Това открива възможности за извършване на куриерски прелитания на огромни разстояния за части от часа. Така например, ако ракетата излита под ъгъл 45° спрямо хоризонта, то при начална скорост (по-точно, скорост в края на активния участък от траекторията, т. е. към момента на спиране на двигателя поради изразходване на горивото), равна на 5 км/сек , ракетата ще прелети за около 14—15 минути 3000 км разстояние, при което максималната височина на полета ще бъде около 700 км . Ако началната скорост на ракетата е 10 км/сек , тя ще прелети за 25 минути около $10 000 \text{ км}$ достигайки височина 2500 км .

Ние виждаме, че използването на течно-ракетните двигатели открива съвършено нови, изключителни възможности в областта на свръхскоростни далечни прелитания. По същество тези прелитания ще започнат да се приближават към космонавтическите полети, защото в тоя случай значителна част от пътя си ракетата ще пролети в междупланетното пространство подобно на междупланетен кораб. Нещо повече, постепен-

ното увеличаване на началната скорост на ракетата, необходимо за извършване на все по-големи и далечни прелитания, ще позволи да се реши и една чисто космонавтическа задача, а именно създаването на „изкуствен спътник“ на земята.

Лесно е да си представим ракета, която лети около земята с такава скорост, че колкото се отдалечава от земята, толкова и да се приближава към нея под действието на земното [притегляне (фиг. 76).



Фиг. 76. Как ракетата става „спътник“ на земята

При това разстоянието от ракетата до земята, т. е. височината на летенето h , не ще се изменя. Ако това летене се извършва на височина, не по-малка от 300 км където атмосферата е силно разредена, въздухът не ще оказва съпротивление на летенето и за движението на ракетата не се налага извършване на никаква работа. Това значи, че дви-

гателят ѝ може да спре и да не изразходва гориво.

Известно количество работа за такъв полет около земята ще се наложи само за времето, необходимо за набиране на височина. През цялото това време двигателят на ракетата ще работи, разви вайки голяма мощност. Но щом се достигнат необходимите височина и скорост, летенето около земята ще се поддържа от само себе си. Самата ракета ще се превърне в малко космическо тяло, въртящо се около земята по същите закони от небесната механика, които управляват движението на земята около слънцето, на луната около земята и пр. Такава ракета ще стане изкуствен спътник на земята.

Лесно е да се определи и скоростта, с която ракетата трябва да лети, за да се превърне в изкуствен спътник на земята. Тази така наречена кръгова скорост (понякога я наричат още и първа космическа скорост), разбира се, зависи от височината на летенето, защото колкото е по-далече от земята, толкова по-малко е притеглянето към нея, с толкова по-малка скорост ракетата пада към земята, а значи и с толкова по-малка скорост трябва да лети около земята, за да не се мени височината ѝ. Тази кръгова скорост близко до земята е около 8 км/сек, т. е. над 28,000 км/час, а на височина 10 000 км е по-малка от 5 км/сек. На разстоянието, на което се намира луната от земята, т. е. на около 380 000 км, кръговата скорост е около 1 км/сек. И действително луната се движи около земята именно с такава скорост.

Времето, за което нашата ракета ще измине своя път около земята, т. е. периодът от времето за едно завъртване на изкуствения спътник, както е лесно да се види, ще нараства с нарастването на височината. Ако луната обикаля земята един

път за един месец, то ракета, летяща на височина 1000 км, ще обиколи земята за 1,5—1 часа. Разбира се, може да се намери и такава височина за спътника на земята, при която времето на обиколката му да е равно точно на продължителността на времето на едно завъртане на земята около оста ѝ, т. е. на 4 часа. Спътник, движещ се по тази денонощна орбита на височина около 35 000 км над земята, би се намирал непрекъснато над една и съща точка от земната повърхност.

Идеята за създаване на изкуствен спътник на земята принадлежи на К. Е. Циолковски. Той твърде увлекателно е описал и условията за живот на хората върху такава „изкуствена луна“ трябва да се каже, че условията са твърде необикновени за земните жители. На изкуствения спътник например няма да има тегло, с което ние така сме привикнали, защото спътникът постоянно ще „пада“ към земята.

Циолковски, а след него Кондратюк, Цандер и други съветски изследователи изследваха детайлно различните възможности за използване на изкуствени спътници на земята.

Изключително ценно би било да се създаде върху изкуствения спътник научна лаборатория, или наблюдателна станция, разположена в междупланетното пространство. Даже само астрономическите наблюдения, незатруднявани от атмосферата, могат да имат неоценимо значение. Но спътникът би предоставил богати възможности за извършване на различни наблюдения не само за астрономите, но и за учени от много други специалности — физика, химия, физиология и др. Несъмнено е, че тези наблюдения биха повдигнали на нова, качествено по-висока степен много клонове от науката.

Спътниците биха могли да се използват и за други цели. С тях би могло да се наблюдават огромни части от земната повърхност, което е особено важно за картографията, метеорологията и т. н. Спътниците могат да се използват и за нуждите на телевизията и радиото — една предавателна радиостанция би могла да обслужва с телевизионни програми всички страни, ако няколко спътника ретранслират тези програми. Трудно е даже да се изброят всички възможности за използване на изкуствените спътници на земята.

Не по-малко значение за научното изследване могат да имат спътниците при разрешаване на проблемата за междупланетното летене. В този случай те могат да послужат като топливоснабдителни станции за междупланетните кораби и като пунктове за прехвърляне на бъдещите междупланетни пътешественици. Ръзможностите на космонавтиката при такова използване на изкуствените спътници биха нараснали в огромна степен, за което ще разкажем по-долу.

Създаването на изкуствен спътник на земята представлява изключително важна задача. Обаче даже съвременната ракетна техника е в състояние да разреши тази задача, макар и за по-прости спътници.

МЕЖДУПЛАНЕТНО ЛЕТЕНЕ

Разглеждайки планетите с телескоп, слушайки лекции или четейки книги за възможен живот на другите небесни тела или просто наблюдавайки луната или звездите, кой от нас не е мечтал за онова време, когато човешкият гений ще направи невъзможното възможно и кракът на чо-

на Марс или Венера? Кой не се е зачитал във фантастичните романи за междуplanetните пътешествия? Кой не е изпитвал завист към измислените герои, извършващи междуplanetно пътешествие с фантастични космически кораби?

Но едва когато проблемата за космическото пътешествие стана предмет на дълбоки изследвания от страна на учените, тя се превърна от мечта в реална възможност и сега вече не е тъй далеч времето, когато тези пътешествия ще станат действителност. Ние казваме това, като се базираме на всестранно разработената теория на разностраниите трудове на много талантливи учени и изследователи и въз основа на достиженията на съвременната наука и техника. С гореща признателност ние си спомняме имената на ония, на които дължим това, имената на учените, положили основата на тази теория, създали нов клон в науката, отъпкали пътя в неизследваната област на познанието. Начело на тази славна плеада от учени в историята със златни букви е вписано името на родоначалника на ракетоплаването, създателя на космонавтиката, забележителния руски учен Константин Едуардович Циолковски.

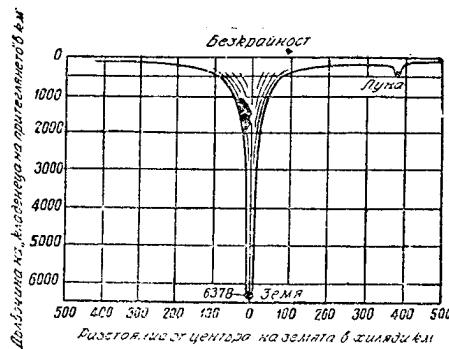
Преди повече от 50 години К. Е. Циолковски, тогава скромен калужки учител, пръв в света погледнал с очите на учен на това, което по-рано се е смятало само неосъществима фантазия. Със строгия език на науката Циолковски в своите многочислени, станали вече класически и известни в целия свят трудове е изложил основата на теорията за междуplanetното пътуване, разкрил е лежащите в основата на тази теория закони, доказал е убедително, че космическият кораб без

Sanitized Copy Approved for Release 2010/06/03 : CIA-RDP80T00246A056700310001-8
съмнение ще бъде ракeten, че движателите на
този кораб ще бъдат течно-ракетни двигатели.

И наистина, само течно-ракетният двигател удо-
вляетворява тия сложни изисквания, на които
трябва да отговаря двигателят на междупланетния
кораб, и преди всичко единствено той е в състоя-
ние да движи междупланетния кораб с онази
огромна скорост, без която е немислим нито един
космически полет. Тази скорост е необходима, за
да може междупланетният кораб да преодолее
земното притегляне, за да може да разкъса него-
вите вериги, които ни превръщат в затворници
на земята.

За да се преодолее земното притегляне, трябва
да се извърши огромна работа. Тази работа е
равна на 6 378 000 кгм за всеки килограм от тег-
лото на кораба при излитане. Същата работа (за
човек със средно тегло тази работа е равностойна
на повдигане на тежест от 300—400 тона на височина
1 км) би трябвало да се употреби, за да се изхвърли той от шахта или кладенец с дъл-
бочина 6378 км (шахтата с такава дълбочина би
достигнала центъра на земното кълбо, тъй като
точно толкова е неговият радиус). Поради това
може да си представим, че живеейки на повърх-
ността на земята, ние се намираме на дъното на
„дълбок кладенец на притеглянето“ (фиг. 77).
С отдалечаването от земята притегателната сила
бързо отслабва, а вследствие на това „дълбочи-
ната на кладенеца“ бързо намалява. На разстояние
100 000 км от земята кладенецът на притеглянето
би имал дълбочина едва около 500 км. Само на
извънредно голямо разстояние от земята (около
милион километра) практически ние бихме могли
да се измъкнем от кладенеца на притеглянето (на такива разстояния притеглянето към земята е

нищожно малко) и бихме могли свободно да продължим да се отделяме от земята в коя да е посока до безкрайност, без да изразходваме никаква работа. Но как да се измъкнем от тъй дълбокия кладенец на притеглянето, от той капан, в който се намираме ние на земята поради притеглянето ѝ?



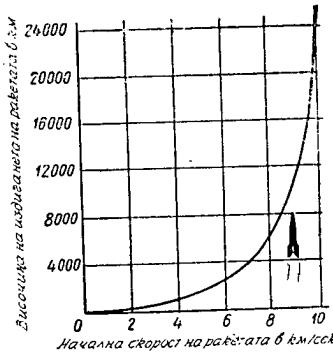
Фиг. 77. Живеейки на повърхността на земята, ние се намираме на дъното на „дълбокия кладенец“ на притеглянето

Ако това беше истински кладенец, бихме се опитали да се изкачим по стените му, използвайки ги за опора. Но в де ствителност кладенецът на притеглянето няма стени и няма на какво да се опрем. По-точно казано, това не е съвсем така — за опора би могъл да се използува окръжаващия земята атмосферен въздух. Именно с негова помощ досега хората са щурмували небесата, преодолявайки силата на теглото — така летят и въздушните балони, и самолетите. Обаче на малко по-големи разстояния от земята, които не превишават даже няколко десетки километра,

въздухът става вече толкова рядък, че не може да служи за опора на летателните апарати. В междуplanetното пространство няма въздух. Очевидно е, че ще е необходимо да се търси друг начин за борба със силата на теглото.

Ако се приеме, че единствената опора на излитания кораб е самата земя, необходимо е корабът „да се отблъсне от земята“ така, че този тласък да бъде достатъчен за преминаване на разграничителния пласт на притеглянето. Тази сила на тласъка се проявява в скоростта, която именно той дава на кораба. Колкото по-голяма е тази скорост, толкова по-голяма е и кинетичната енергия, получена от кораба при излитането му, и толкова повече работа може той да извърши, използвайки за паса от тази енергия за преодоляване на земното притегляне. Но това значи, че толкова по-високо се издигне корабът, измъквайки се от кладенеца на притеглянето. Тази зависимост между височината на издигането над земята и началната скорост е дадена на фиг. 78.

За да може напълно да се измъкне от кладенеца на притеглянето, междуplanetният кораб при излитането си трябва да получи такава скорост, че придобитата в резултат на това кинетична енергия



Фиг. 78. Колкото началната скорост на ракетата е по-голяма, толкова по-високо се издига тя над земята

на кораба да бъде не по-малка от пълна работа за преодоляване на земното притегляне. Това се определя и тъй наречената скорост на лепване, която междупланетният кораб трябва да притежава при излитането си от земята. Тази скорост е около 11,2 км/сек, или около 40 000 км/час. Разбира се, в действителност загубената работа при излитането трябва да бъде още по-голяма, ако се има предвид и необходимостта от преодоляване на въздушното съпротивление и разни други неизбежни загуби на енергия при излитането.

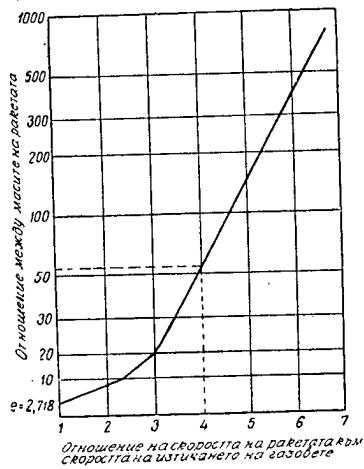
Но как може корабът да развие такава голяма скорост?

К. Е. Циолковски е доказал, че единственото средство е ракетният двигател, изработен от него именно за тая цел. Никакви огнестрелни оръдия, гигантски чатали и прашки, никакви двигатели от друг тип, които са се предлагали в разни времена за тая цел, не са в състояние да решат тази задача. Само ракетният двигател, който развива огромна теглителна сила и работи в безвъздушното пространство, може да стане двигател на междупланетен кораб.

Трябва да се отбележи, че използването на ракетния двигател открива принципна възможност за друг способ за преодоляване на земното притегляне, освен първоначалния мощн тласък. Заштото газовата струя, изтичаща през соплото на ракетния двигател, също може да служи за опора, с която ракетата да се измъкне от кладенеца на притеглянето. Можем да си представим такова вертикално излитане на междупланетния кораб, когато неговият течно-ракетен двигател създава тяга, много малко по-голяма от теглото на кораба. Тогава последният бавно и плавно, с известна

желана скорост, ще се отдалечава от земята, когато е необходимо.

Обаче такъв метод за създаване на междупланетен кораб е твърде неизгоден от гледна точка на необходимия разход на топливо. Поради това целесъобразно е да се организира излитането на междупланетния кораб, така че необходимата



Фиг. 79. Графикът, изразяваш формулата на Циолковски, позволява да се определи необходимото съотношение между масите на междупланетния кораб

скорост на излитане да бъде достигната за възможно най-кратко време.

Какви трябва да бъдат междупланетният кораб и неговият течно-ракетен двигател, за да бъде достигната необходимата огромна скорост—ключът към оствъществяването на междупланетен полет? Отговорът на този въпрос дава пак формулата

на Циолковски. Графикът на фиг. 79 изразява формулата на Циолковски.

Извиката на правата в долната част на графика се обяснява с намаления машаб на логаритмическата скала за съотношението между масите, направени с цел да се намали общата височина на графика.

Този график непосредствено показва какво трябва да бъде съотношението между масите на междупланетния кораб (отношението на масата при излитането към масата на кораба след изработването на всичкото гориво), когато е известно отношението на пределната скорост на кораба към скоростта на изтичащите от двигателя му газове. С помощта на графика може да се определи какво трябва да бъде съотношението между масите на кораба, за да може същият да достигне скоростта, необходима за откъсване. Ако се приеме, че скоростта, с която изтичат газовете, е 3 км/сек, то отношението на скоростта на откъсването към скоростта на изтичането ще бъде около 4, което според фиг. 79 съответства на съотношение между масите на кораба, равно на 50—55.

Този резултат позволява да се направи важен извод: междупланетният кораб трябва да представлява особена многостепенна съставна ракета. Най-добрите значения, достигнати при съвременната ракетна техника за съотношението между масите на едностепенната ракета, не надминава 4,5. Освен това запасът от гориво в междупланетния кораб трябва да бъде по-голям, отколкото горивото, необходимо, за да му се придае скорост за откъсване от земята. Наред с преодоляване на земното притегляне междупланетния кораб ще трябва да кацне върху предназначената цел, например върху луната, за което се налага отново

да се изразходва топливо — за спиране на кораба при кацане, за преодоляване на притегателната сила към луната, което трябва да се осъществява с помощта на двигателя. След това се налага излитане от луната и преодоляване още веднаж на нейното притегляне. При завръщане към земята и кацане на нея също се изисква известен разход на гориво, тъй като спирането на кораба само чрез използването на въздушното съпротивление на земната атмосфера на първо време няма да бъде възможно. Най-после трябва да се вземат предвид и различните неизбежни загуби на енергия при летенето, свързани с въздушното съпротивление, като маневрирането на кораба, грешки в пилотирането и т. н.

Общият потребен запас от топливо за междупланетния кораб обикновено се мери по скоростта, която корабът би придобил, след като е изработил всичкото топливо при условие, че летенето става в безвъздушна среда и липсват притегателни сили (Циолковски нарича това пространство „свободно“); очевидно е, че формулата на Циолковски важи именно за този случай. Тази скорост може да се нарече идеална скорост.

Изчисленията показват, че даже и за най-простия междупланетен полет, какъвто без съмнение ще бъде първият — именно полетът до луната, — идеалната скорост на кораба, ако се предвижда и връщането му на земята, трябва да е равна на 27—30 км/сек. Даже при скорост на изтичане на газовете 4 км/сек, която може да бъде достигната едва в бъдещето, съотношението между масите на кораба се получава равно (по фиг. 79 за съотношение между скоростите $8:4=7$ на около 1000. Това значи, че дори и най-простият междупланетен полет до луната с връщане на

земята е практически невъзможен. Толкова по-вече това важи за полет до планета.

Затова пък напълно реална е по-простата задача—да се изпратят ракети до луната, без да се връщат на земята. Тази ракета би допринесла не-оценима полза даже с това, че би могла да сигнализира за своето благополучно „прилунияване“. След тази първа ракета би могло да се изпратят и други ракети и с радио и телевизионни предаватели, които да „разкажат“ много интересни неща от луната. Би могло да се изпрати такава ракета и около луната, без да каца на нея, която после да се върне на земята; тази ракета би ни донесла много ценни сведения за още недостъпната „задна“ полусфера на луната. За всички тия полети по-требната идеална скорост ще бъде около $15 - 16 \text{ км/сек}$. На фиг. 79 това съответствува на съотношение между скоростите, равно на $16:4=4$, и съотношение между масите, равно на около 50. Такова съотношение между масите може да се получи посредством съставна ракета с 3—4 степени. Дори при полезно натоварване с по няколко килограма, теглото на тъкъв ракетен „влак“ при излитането му от земята би било 50—100 тона.

За изпращане на ракетоплана в полет около луната с двама наблюдатели, без да каца на нея, теглото на ракетния „влак“ при излитането му от земята трябва да достига при съвременното равнище на развитие на течно-ракетните двигатели и достигнатото конструктивно съвършенство на ракетите около 1000 тона. Организирането на такъв полет естествено е свързано с огромни трудности, но както се вижда, принципно той е възможен.

Съвременната ракетна техника не е в състояние да реши задачата за организиране на прав полет на междупланетен кораб с хора до луната и пла-

нетите, тъй като трябва да се осигури завръщането на пътешествениците на земята. Обаче това съвсем не значи, че луната и планетите още за дълго ще останат недостижими за хората. Ако съвременната ракетна техника не е още в състояние да реши тази задача по пътя на непосредствено щурмуване, тя познава пътища за разрешението ѝ чрез своеобразен „обходен“ маневър. Този начин се базира върху използването на за-бележителната идея на Циолковски за изкуствените спътници.

Идеята за междуplanetno летене с помощта на изкуствени спътници се основава на специална техника по организирането на такива полети, която условно може да бъде наречена „орбитална“ техника. Според тоя метод целият полет например земя—луна се разделя на три етапа. Отначало междуplanetните пътешественици от земята ще стигнат до изкуствения спътник, който се върти около земята на няколкостотин километра височина, и след това ще извършат основния по продължителност полет от този спътник до друг подобен спътник около луната и чак след това ще кацнат на самата луна. Същото ще се повтаря и по обратния път, но може да мине и без спиране върху спътника на луната.

В този случай изкуствените спътници ще се използват като топливоснабдителни станции. При това съвсем не е задължително те да бъдат напълно обзаведени и заселени с хора, макар че във втория случай съвършената междуplanetна станция би опростила твърде много задачата.

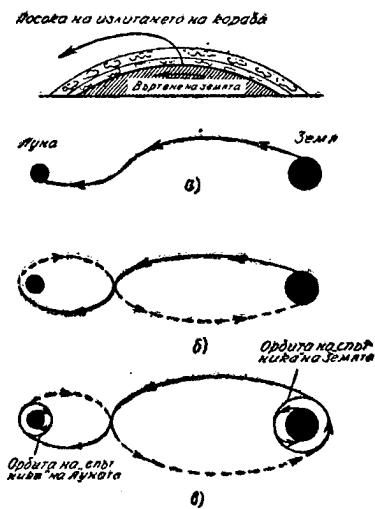
Полетът до луната по метода на орбиталната техника може да се представи приблизително така:

Тежка автоматична космическа ракета излита от земята (фиг. 80), в посока на изток, за да из-

използува кинетичната енергия, придобита в резултат от въртенето на земята около нейната ос; тази добавъчна скорост при екватора представлява 465 м/сек, а при средните ширини около 250 м/сек. Ракетата ще бъде съставна, три или четири степенина, за да може последното ѝ стъпало да остане спътник на земята например на 300 км височина (колкото по-малка, толкова по-добре, стига атмосферата да не оказва съпротивление на летенето). На борда на тази ракета като полезен товар ще има известно количество топливо за междупланетния кораб. Ако този запас от топливо на ракетата представлява 2—3 тона, то теглото на ракетата при излитането ѝ от земята ще е равно на 500—600 тона. След тази първа товарна ракета „танкер“ излитат следващите и техният полет се пресмята така, че всички ракети да летят около земята в сбита група, съзвездие от спътници. Последна от земята излиза и ракетата, която трябва да стане междупланетен кораб. На тази ракета полезният товар вече не ще бъде топливо, а пътническа кабина с двама пътници. И тази ракета за известно време ще лети като спътник с другите, за да може да се напълнят резервоарите ѝ с топливото, намиращо се в резервоарите на всички товарни ракети.

Не е изключено и сглобяване на междупланетния кораб в тази орбита, за което някои товарни ракети на борда си ще трябва да имат части от бъдещия кораб, а може самите те да се превръщат в такива съставни части. На аналогична орбита близко до луната междупланетният кораб оставя като изкуствен спътник на луната резервоари с топливо, необходимо за обратния полет, за да не ги „мъкне“ и тях на луната. По обратния си път корабът ги взема и използува.

Тази орбитална техника позволява да се сведе до минимум разходът на топливо за ускорение (или спиране) на самото топливо, което всякога е било главно неудобство на ракетната техника, защото количеството топливо е огромно. Разбира се, при това възникват многобройни сложни проблеми от друг род, свързани с операциите по орбита-



Фиг. 80. Траектория на полета до луната.
Горе — излитане на кораба. Голу — три способа за летене до луната:
а — (прав полет) земя — луна; б — полет около земята;
в — полет до луната с използване на „орбиталната“ техника

тите, като: срещане на спътниците, презареждане с топливо, монтажни работи по постройка на корабите и други. Но тези проблеми сами по себе си не са принципно неразрешими.

Както показват предварителните пресмятания, за да се организира полет д луната, трябва да излетят десетки товарни ракети до орбитата на изкуствения спътник на земята, ако те бъдат използвани само като танкери за доставяне на гориво, или пък стотици такива ракети, ако се предполага построяване на междупланетен кораб на самата орбита. Разбира се, това е едно грандиозно мероприятие, което е все пак напълно осъществимо при съвременната ракетна техника. Организирането на полет до Марс по този метод обаче е малко вероятно. За тая цел се изисква още значително усъвършенстване на ракетната техника. За да се увеличи скоростта на изтичащите газове от течно-ракетния двигател, може да бъде създаден съвременен нов вид ракетен двигател от типа на междупланетните кораби, който да лети само между орбитите на изкуствените спътници и т. н.

Това още повече важи за полети и до други, по-отдалечени от земята планети. Що се отнася до полетите извън пределите на слънчевата система, които изискват много по-голяма скорост на кораба (скоростта на кораба, необходима за преодоляване притеглянето на слънцето при излитане от земята, или така наречената освобождаваща скорост, в най-добрия случай, т. е. при правилна посока на излитането, трябва да е равна на 16,7 $км/сек$), то те ще станат принципно възможни едва когато се реши задачата за използване на атомната енергия в ракетната техника.

АТОМНОРАКЕТНА ТЕХНИКА

Използването на атомната енергия в ракетната техника би представлявало особен интерес във връзка с това, че ракетните двигатели са относително малко икономични и разходват огромно количество топливо. „Ядреното гориво“ притежава милиони пъти по-голяма топлотворна способност, отколкото обикновените химически топлива. Така например при разпадане на атома на уран-235 се отделя огромното количество топлина 16,7 милиарда големи калории на един килограм „гориво“, докато топлотворната способност на най-добрите известни ракетни топлива не надминава 3000—3500 *ккал/кг*. Тази топлотворна способност на уран-235 съответства на теоретическа скорост на изтичане на газовете, равна на 11 820 *км/сек*, т. е. няколко хиляди пъти по-голяма от скоростта на изтичането на газовете от обикновените течно-ракетни двигатели. Такава огромна скорост на изтичане, т. е. огромна относителна тяга на двигателя, съответства на нишожно малък относителен разход на топливо. Така например при тяга на двигателя 10 тона, в случай на обикновен течно-ракетен двигател със скорост на изтичащите газове 2,5 *км/сек*, секундният разход на топливо ще бъде 40 *кг/сек*, докато за атомния ракетен двигател този разход би съставлявал всичко на всичко 10—15 *грама/сек*.

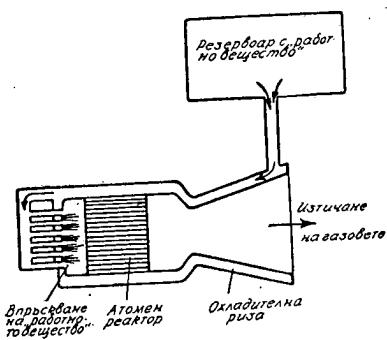
Принципно такъв атомен ракетен двигател би позволил да се осъществи не само практически неограничен по далечина полет с ракета от земята, но и почти всякакъв междупланетен полет в рамките на слънчевата система, обаче създаването на атомен ракетен двигател с такава значителна тяга и с подобна огромна скорост на изтичащите газове

технически е невъзможно. Това се обяснява с голямото температурно (топлинно) натоварване, възникващо в този двигател. И наистина, в него се отделя ежесекундно няколко хиляди пъти повече топлина, отколкото в обикновения течно-ракетен двигател (топлотворността на топливото е няколко милиона пъти по-голяма, но секундният му разход е няколко хиляди пъти по-малък). Температурата на стените на такъв атомен ракетен двигател поради ударите на газовите частици, движещи се в него с голяма скорост, с хиляди и десетки хиляди километра в секунда, би достигнала милиони градуси, поради което двигателят моментално би се изпарил! Това не е единствената причина, която пречи да се създаде такъв атомен ракетен двигател, но може да се каже основната. Не случайно атомният ракетен двигател, в който например би могло да се използва непосредствено реакцията на струите на атомните частици, образуващи се при разпадане на атомите на урана или друго ядрено гориво, се наричат често „псевдоракета“.

За да може псевдоракетата да работи, теглителната ѝ сила трябва да бъде нищожно малка — тогава в двигателя ще се отделя сравнително малко топлина и топлинното натоварване няма да бъде толкова голямо. Но кому е нужен атомен ракетен двигател с теглителна сила от няколко килограма? И все пак всичко това не е просто играчка. Подобен двигател би могъл да се използува за междупланетен кораб, който лети извън мощното поле на притеглянето, например полети между изкуствените спътници в съответствие с орбиталната техника на междупланетния кораб и при земни условия псевдоракетата не може да бъде използвана. Но всичко това не значи, разбира се, че

изобщо не може да бъде създаден атомен ракетен двигател от никакъв друг вид.

Вероятно най-лесно осъществим е атомният ракетен двигател, в който атомната енергия се използва за нагряване на някакво „работно“ вещество, което да изтича от соплото на двигателя, създавайки реактивна теглителна сила. В този случай мястото на горивната камера при обикновения течно-ракетен двигател ще се заеме от атомен реактор, или атомен котел, както често се нарича, в който се извършва атомното разпадане с отделяне на атомна енергия (фиг. 81).



Фиг. 81. Възможна схема на атомен ракетен двигател. „Работното“ вещество се нагрява, като протича през атомния реактор и изтича от двигателя, създавайки реактивна теглителна сила

Но в какво се състои предимството на такъв двигател пред обикновените течно-ракетни двигатели? Нали за работното вещество ще са необходими същите горивни резервоари, както и за обикновеното гориво, и когато всичкото това ве-

щество бъде изразходвано, двигателят не ще може да работи повече, независимо от това, че атомният котел ще може да работи неограничено дълго. Може да се предполага, че с помощта на атомния котел работното вещество ще може да се нагрява до много по-високи температури—температурата на газовете в горивната камера на течно-ракетния двигател, — при това биха се увеличили и скоростта на изтичането, и относителната тяга на двигателя. Но, както вече споменахме, даже сега температурата на двигателя се ограничава поради трудностите с неговото охлаждане. Едва ли в атомния двигател температурата може да бъде по-висока, отколкото в обикновения течно-ракетен двигател.

Главното предимство на атомния ракетен двигател ще бъде това, че за работно вещество в него може да се използва една каквато и да е течност (вместо две, както е при обикновения течно-ракетен двигател) с малко молекулярно тегло. Това е съществено предимство, защото при еднакви други условия, например при една и съща температура на газовете, скоростта на изтичане се оказва обратно пропорционална на квадратния корен от молекулярното тегло на изтичащите от двигателя газове. Следователно при намаляване на молекулярното тегло 4 пъти, скоростта на изтичането ще нарасне два пъти. Ако се приеме, че средното молекулярно тегло на газообразните продукти от изгарянето на топливото при течно-ракетния двигател е равно на 20, което е достатъчно близко до действителното, използваният за работно вещество в атомния ракетен двигател течен водород, който има молекулярно тегло 2, при еднакви други условия би увеличило скоростта на изтичането повече от три

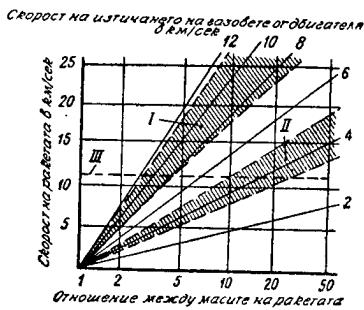
пъти. Това, разбира се, би било значително постижение.

Наистина течният водород поради малкото си относително тегло се оказва по-малко подходящ даже и в този случай, вследствие на което по-рационално ще бъде да се използват по-плътни вещества, макар и с по-голямо молекулярно тегло. Особено изгодно би било използването на такива вещества, които при високите температури, разливани в ракетните двигатели, могат да дисоцират, т. е. молекулите им да се разпадат на по-прости, с по-малко молекулярно тегло. Такава дисоциация става и при течно-ракетните двигатели; в тях тя довежда до понижаване температурата на газовете. В атомния ракетен двигател дисоциацията би позволила да се използват като работно вещество обикновената вода и редица други вещества. Практически може да се смята, че скоростта на изтичане на атомния ракетен двигател ще бъде двойно по-голяма, отколкото при обикновения течно-ракетен двигател. Това, разбира се, ще разшири значително възможностите на ракетната техника, по-специално на космонавтиката (фиг. 82).

Устройството на атомния ракетен двигател, според схемата, дадена на фиг. 81, е свързано с една съществена трудност—предаването на топлината, отделяна в атомния реактор, на работното вещество. За да се предаде това огромно количество топлина, отделяща се в атомния реактор, необходимо е поради неизбежно малката повърхност, през която се предава тази топлина, да има голям температурен пад, който да обуслови предаване на топлината. Но как може да се постигне това, щом температурата на работното вещество сама по себе си трябва да е около 3000°C , за да се осигури голяма скорост на изтичане? Излиза, че

атомното гориво и стените на атомния реактор трябва да имат още по-висока температура. Но как е възможно всичко това, когато е добре известно, че при такава висока температура всички вещества се изпаряват?

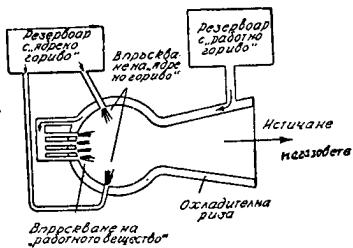
Проблемата за топлопредаването би могла да се разреши само тогава, когато бъде създаден атомният ракетен двигател, показан на фиг. 83.



Фиг. 82. С помощта на атомния ракетен двигател скоростта на ракетата може да се увеличи двойно

В тази схема няма „твърдо ядрено гориво“, нито реактор с твърди стени, чрез който да се предава топлината. За реактор тук служи самата камера на двигателя, където заедно с работното вещество се впърска и течно ядрено гориво. Обаче в двигателя при тая схема възниква ново усложнение. За да се извърши верижното разпадане на атомите, размерите на тъкъв двигател, както показват пресмятанията, трябва да бъдат огромни, с десетки и стотици метри. Това е свързано с обстоятелството, че съществуват най-малки, така наречени критически размери на

заряда от ядрено гориво, при които още е възможен верижен процес на разпадане. Но създаването на такива двигатели е малко вероятно. По-вероятно е създаването на атомен ракетен двигател по някаква междинна схема. Впрочем възможни са и други конструктивни форми на атомен ракетен двигател, който несъмнено ще бъде създаден и за в бъдеще ще играе голяма роля в развитието на ракетната техника.

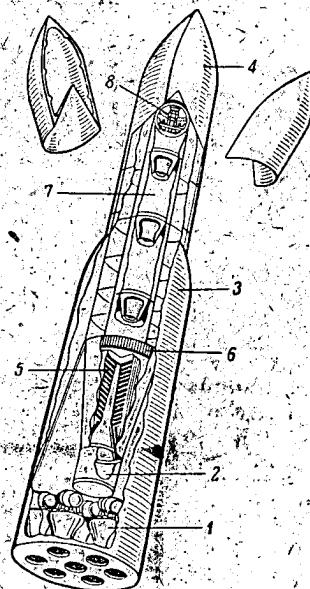


Фиг. 83. Атомният ракетен двигател може да бъде устроен и по тази схема. „Работното“ вещество, нагрявайки се в двигателя, се смесва с течното ядрено гориво. Нагрятата газообразна смес изтича от двигателя, създавайки реактивна теглителна сила

От многото най-различни трудности, свързани със създаването на атомен ракетен двигател, в заключение ще отбележим една, която има изключително важно значение във връзка с това, че летателните апарати трябва да имат малко тегло.

Известно е, че за защита от вредното действие на радиоактивното излъчване се налага котлите да бъдат обвивани в херметическа защитна обвивка — екран, която погълща всички радио-

активни лъчи, изпускати от атомния котел. Теглото на този еcran при стационарните атомни котли често пъти представлява хиляди тона. Даже при най-облекчените „авиационни“ варианти защитната обивка трябва да тежи все още няколко десетки тона. Естествено това ограничава възможността за използване на атомните



Фиг. 84. Проект за атомен петстъпален междупланетен кораб

1 — течно-ракетен двигател на първата степен;
2, 3 и 4 — горивни резервоари за ТРД на първата степен; 5 — атомен ракетен двигател на втората степен; 6 — „зашитен“ еcran; 7 — три-степенна ракета (3, 4 и 5^а степен) с течно-ракетни двигатели; 8 — пътническа кабина

двигатели при летателните апарати, ако на тях има хора.

Ето защо в редица проекти за междупланетни кораби атомен ракетен двигател се поставя само на една от степенните ракети на многостепенния кораб, и при това не на първата (фиг. 84).

В тоя случай корабът излиза с обикновен ТРД и едва на значителна височина се включва атомният ракетен двигател, за да не се поставя в опасност земният обслужващ персонал. Що се отнася до предпазването на екипажа на кораба, то се облекчава от самата конструкция на кораба, поради което защитният екран може да бъде относително лек. Създаването на атомен ракетен двигател би било крупна победа на ракетната техника. По-специално то би позволило да се достигнат и космически скорости на летене, които са необходими за междупланетните пътувания.

Няма съмнение, че съвременната наука ще осъществи отдавнашната мечта на човечеството да пътува в безкрайното междупланетно пространство за изследването на все по-нови и по-нови светове, където може би, както и на земята, има живот и живеят мислещи същества.



СЪДЪРЖАНИЕ

Стр.

	За какво се разказва в тази книга	3
<i>Глава I.</i>	Що е пряка реакция	11
<i>Глава II.</i>	Свойства на ракетния двигател	23
	Теглителна сила на ракетния двигател	23
	Мощност на ракетния двигател	31
	Икономичност на ракетния двигател	39
<i>Глава III.</i>	Ракетен двигател с твърдо топливо (Барутен ракетен двигател)	42
	Как е създаден барутният ракетен двигател	42
	Как е устроен и как работи барутният ракетен двигател	54
<i>Глава IV.</i>	Ракетен двигател с течно топливо (Течно-ракетен двигател — ТРД)	69
	Трудовете на Константин Едуардович Циолковски	69
	Топливо за течно-ракетния двигател	74
	Как е устроен и как работи течно-ракетният двигател	81
<i>Глава V.</i>	Развитие на ракетните двигатели	122
	Нови топлива за ракетните двигатели	123
	Усъвършенствуване на ракетните двигатели	132
	Съставни ракети	136
<i>Глава VI.</i>	Бъдещето на ракетните двигатели	142
	Свръхдалечни скоростни прелитания	142
	Междупланетно летене	151
	Атомноракетна техника	165

К. А. Гилзи

ОТ РАКЕТАТА ДО КОСМИЧЕСКИЯ КОРАБ

Превели от руски:

Б. Стефанов и П. Калинов

Редактор: Кузман Савов

Художник: Здравко Георгиев

Худож. редактор: Кирил Майски

Техн. редактор: Недко Костов

Коректор: Милка Екимджиева

Формат: 16° от 71/100

Тираж: 5000 екз.

ЛГ/III

Дадена за печат на 29. VI. 1957 г.

Издателски коли 6,545 — Печатни коли 11

Издателска поръчка № 1155 — Техн. поръчка № 501

Цена 2,65

Печатница на Държавното военное издательство

НАУЧНО-ПОПУЛЯРНА ВОЕННА БИБЛИОТЕКА

ИЗЛЕЗЛИ ОТ ПЕЧАТ:

Взрыв и взривни вещества — от К. Андреев.
Превод от руски. Цена 2,10 лв.

На популярен език се описват различните видове взривни вещества, както и начините за тяхното използване и опазване.

Атомният взрыв на море — Сборник статии.
Цена 1,65 лв.

В статиите са разгледани характерните особености на атомния взрыв на море, противотомната защита на корабите и на бреговите обекти, дезактивацията и санитарната обработка на корабите.

Вертолет — от В. Захарин. Превод от руски. Цена 1,80 лв.

Просто и увлекательно авторът на брошурата разказва за основните особености на вертолета. Отделните елементи и действия за нагледност са илюстрирани. Това прави брошурата достъпна за всеки читател независимо от образоването му.

Използването на атомната енергия за мирни цели. Превод от съветското издание на Академията на науките на СССР. Цена 4,50 лв.

В сборника са разгледани въпроси по използува ето на атомната енергия за мирни цели в народното стопанство, в хранителната и химическата промишленост, в измервателната техника и медицината, в машиностроенето и металургическата промишленост.

Уран-графитови ядрени реактори — от В. Фурсов. Превод от руски. Цена 0,80 лв.

Брошурата е популярно изложение на принципа на работа на атомните котли (уран-графитовите реактори).

Зад границата на видимото — от Б. Суслов.
Превод от руски. Цена 2 лв.

Брошурата разказва за колоидите, за техните свойства, начини на получаване и използване в селското стопанство и промишлеността. Дадено е описание и на електрическите свойства на колоидните частици. Интересна е за всеки читател.